

# Trabajo de Fin de Grado

## Ingeniería Aeroespacial

### Modelado y Recreación de la Estación Espacial Internacional

Autor: Daniel García Guirao

Tutor: Manuel Morato Moreno

**Dpto. Expresión Gráfica en la Ingeniería**  
**Escuela Técnica Superior de Ingeniería**  
**Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2019





Trabajo de Fin de Grado  
Ingeniería Aeroespacial

# **Modelado y Recreación de la Estación Espacial Internacional**

Autor:  
Daniel García Guirao

Tutor:  
Manuel Morato Moreno  
Profesor titular

Dpto. de Expresión Gráfica en la Ingeniería  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla  
Sevilla, 2019





## Trabajo de Fin de Grado: Modelado y Recreación de la Estación Espacial Internacional

Autor: Daniel García Guirao

Tutor: Manuel Morato Moreno

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2019

El Secretario del Tribunal



*A todos los que han entregado su  
vida para que otros alcancemos  
las estrellas*



# Agradecimientos

---

Este trabajo ha sido posible gracias a la contribución de todos los que me han ayudado a llegar hasta aquí. A mis padres por guiarme por el camino correcto. A mi hermano por ser mi modelo de conducta. A Elena que me ha recordado cada día que debo creer en mí mismo. A mis amigos que siempre me esperan con una sonrisa tras un día de trabajo. A mis compañeros que han hecho del camino el verdadero destino. A mis profesores que me han convertido en la persona que soy hoy. A mi tutor, Manuel Morato Moreno, por acompañarme en esta última etapa y hacer posible este trabajo. Gracias de corazón a todos.

*Daniel García Guirao*

*Sevilla, 2019*



# Resumen

---

La Estación Espacial Internacional (ISS) es considerada un símbolo de cooperación internacional y podría decirse que es la misión espacial más relevante desde la caída del Telón de Acero que dividió al mundo.

Con este trabajo busco profundizar en su progresiva adición de componentes y estudiar su compatibilidad desde un punto de vista de diseño. Aunque actualmente existen modelos detallados y actualizados de la ISS en webs oficiales de la NASA, en este trabajo se desarrollará uno propio a partir de planos publicados por la propia agencia espacial con el objetivo de analizar sus componentes, estudiar su interferencia y añadir representaciones de piezas móviles tales como el giro de los paneles solares.





# Índice

---

<b>Agradecimientos</b>	<b>ix</b>
<b>Resumen</b>	<b>xi</b>
<b>Índice</b>	<b>xiii</b>
<b>Índice de Tablas</b>	<b>xv</b>
<b>Índice de Figuras</b>	<b>xvi</b>
<b>1 Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Marco histórico	4
1.2. Principios generales del diseño espacial	6
<b>2 Herramienta de diseño</b>	<b>8</b>
2.1. Introducción a CATIA V5 R19	8
2.2. Descripción de uso de CATIA V5 R19	8
2.2.1 Módulo Part Design	8
2.2.2 Módulo Assembly Design	12
2.2.3 Módulo Kinematics	13
<b>3 Diseño de la ISS</b>	<b>14</b>
3.1. Descripción general y justificación del diseño	15
3.2. Evolución del diseño	16
3.3. Componentes de la ISS	24
3.3.1 Functional Cargo Block (FGB)	24
3.3.2 Node 1: Unity	26
3.3.3 Pressurized Mating Adapter (PMA)	28
3.3.4 Service Module	30
3.3.5 Zenith 1 (Z1) Truss	32
3.3.6 S 5/6-P 5/6 Truss	34
3.3.7 U.S. Laboratory	36
3.3.8 Space Station Remote Manipulator System	38
3.3.9 Joint Quest Airlock	40
3.3.10 Russian Docking Compartment	42
3.3.11 Starboard Zero (S0)	44
3.3.12 Mobile Base System	46
3.3.13 S1-P1 Truss	48
3.3.14 S 3/4-P 3/4 Truss	50
3.3.15 Node 2: Harmony	51
3.3.16 ESA Columbus Module	52
3.3.17 Japanese Experiment Module Experiment Logistics Module (JEM ELM)	54
3.3.18 Japanese Experiment Module Pressurized Module (JEM PM)	55
3.3.19 Japanese Experiment Module Exposed Facility	56

3.3.20	<i>Japanese Experiment Module Remote Manipulator System</i>	57
3.3.21	<i>Cupola</i>	59
3.3.22	<i>Node 3: Tranquility</i>	61
3.3.23	<i>Thermal Control System</i>	62
3.3.24	<i>Electrical Power System</i>	63
3.3.25	<i>Permanent Multipurpose Module (PMM)</i>	64
3.3.26	<i>Mini-Research Module 1 (MRM1)</i>	65
3.3.27	<i>Mini-Research Module 2 (MRM2)</i>	66
<b>4</b>	<b>Modelo completo</b>	<b>67</b>
4.1.	<i>Ensamblaje</i>	67
4.2.	<i>Modelo final</i>	76
<b>5</b>	<b>Piezas móviles</b>	<b>88</b>
5.1.	<i>Paneles solares</i>	88
5.2.	<i>Radiadores</i>	89
<b>6</b>	<b>Conclusiones</b>	<b>90</b>
	<b>Referencias</b>	<b>91</b>
	<b>Glosario</b>	<b>93</b>
	<b>Anexos</b>	<b>94</b>

# ÍNDICE DE TABLAS

---

Tabla 1.1. Disciplinas de investigación de las agencias en la ISS [5]	2
Tabla 1.2. Publicaciones de investigaciones en la ISS [6]	3
Tabla 1.3. Total de investigaciones en la ISS [6]	3
Tabla 3.3.1.1 Especificaciones del FGB [5]	24
Tabla 3.3.2.1 Especificaciones del <i>Node 1: Unity</i> [5]	26
Tabla 3.3.3.1 Especificaciones del PMA [5]	28
Tabla 3.3.4.1 Especificaciones del <i>Service Module</i> [5]	30
Tabla 3.3.7.1 Especificaciones del <i>U.S. Laboratory</i> [5]	36
Tabla 3.3.8.1 Especificaciones del SSRMS [5]	38
Tabla 3.3.9.1 Especificaciones del <i>Joint Quest Airlock</i> [5]	40
Tabla 3.3.10.1 Especificaciones del DC [5]	42
Tabla 3.3.12.1 Especificaciones del MBS [5]	46
Tabla 3.3.15.1 Especificaciones del <i>Node 2: Harmony</i> [5]	51
Tabla 3.3.16.1 Especificaciones del módulo <i>Columbus</i> [5]	52
Tabla 3.3.17.1 Especificaciones del JEM ELM [5]	54
Tabla 3.3.19.1 Especificaciones del JEM <i>Exposed Facility</i> [5]	56
Tabla 3.3.20.1 Especificaciones del JEM RMS [5]	57
Tabla 3.3.21.1 Especificaciones de la <i>Cupola</i> [5]	59
Tabla 3.3.22.1 Especificaciones del <i>Node 3: Tranquility</i> [5]	61
Tabla 3.3.25.1 Especificaciones del PMM [5]	64
Tabla 3.3.26.1 Especificaciones del MRM 1 [5]	65
Tabla 3.3.27.1 Especificaciones del MRM 2 [5]	66



# ÍNDICE DE FIGURAS

---

Figura 1.1. Países que colaboran en la ISS [5]	1
Figura 1.2. Disciplinas de investigación de las agencias en la ISS [5]	2
Figura 1.1.1. Encuentro entre <i>Apollo</i> y <i>Soyuz</i> [8]	4
Figura 1.1.2. Etapas iniciales del ensamblaje de la ISS [8]	4
Figura 1.1.3 Astronauta Bill Shepherd y los cosmonautas Yuri Gidzenko y Sergei Krikalev [10]	5
Figura 1.1.4 Imagen de la ISS [8]	5
Figura 2.2.1.1. <i>Sketch</i> de una pieza	9
Figura 2.2.1.2. Visualización de la herramienta <i>Shaft</i>	9
Figura 2.2.1.3. Visualización de la herramienta <i>Pad</i>	10
Figura 2.2.1.4. Visualización de la herramienta <i>Multi-Sections Solid</i>	10
Figura 2.2.1.5. Visualización de la herramienta <i>Pocket</i>	11
Figura 2.2.1.6 Visualización de herramientas de patrones y simetría	11
Figura 2.2.2.1 Visualización del módulo <i>Assembly Design</i>	12
Figura 2.2.2.2 Visualización de la herramienta de restricciones	12
Figura 2.2.3.1 Visualización de la creación de un mecanismo	13
Figura 2.2.3.2 Visualización de la creación de una unión de revolución	13
Figura 3.1 Imagen tomada desde la cúpula de la ISS [8]	14
Figura 3.2.1 Diseños conceptuales de la ISS [2]	16
Figura 3.2.2 Esquema de la estación espacial <i>Skylab</i> [2]	17
Figura 3.2.3 Esquema de la estación espacial <i>Spacelab</i> [2]	19
Figura 3.2.4 Disposición vertical de módulos [2]	19
Figura 3.2.5 Disposición horizontal de módulos [2]	20
Figura 3.2.6 Distribución en torno a un núcleo central en un módulo [2]	21
Figura 3.2.7 Distribución en cruz en un módulo [2]	21
Figura 3.2.8 Distribución en flecha en un módulo [2]	21
Figura 3.2.9 Distribución rectangular en un módulo [2]	21
Figura 3.2.10 Diseños conceptuales de la cúpula de la ISS [2]	22
Figura 3.2.11 Diseño definitivo de la cúpula de la ISS [2]	22
Figura 3.3.1.1 Esquema del FGB [5]	24
Figura 3.3.1.2 Modelo del FGB realizado con CATIA	25
Figura 3.3.2.1 Esquema del <i>Node 1: Unity</i> [5]	26
Figura 3.3.2.2 Imagen del <i>Node 1: Unity</i> [5]	27

Figura 3.3.2.3 Modelo del <i>Node 1: Unity</i> realizado con CATIA	27
Figura 3.3.3.1 Esquema del PMA [5]	28
Figura 3.3.3.2 Imagen deL PMA [5]	28
Figura 3.3.3.3 Ubicación de los PMA en la ISS [5]	29
Figura 3.3.3.4 Modelo del PMA realizado con CATIA	29
Figura 3.3.4.1 Esquema del <i>Service Module</i> [5]	30
Figura 3.3.4.2 Imagen del interior del <i>Service Module</i> [5]	31
Figura 3.3.4.3 Modelo del <i>Service Module</i> realizado con CATIA	31
Figura 3.3.5.1 Ubicación del Z1 [5]	32
Figura 3.3.5.2 Esquema y especificaciones del Z1 [9]	32
Figura 3.3.5.3 Modelo del Z1 realizado con CATIA	33
Figura 3.3.6.1 Esquema y especificaciones del P6 [9]	34
Figura 3.3.6.2 Esquema y especificaciones del P5 [9]	34
Figura 3.3.6.3 Modelo del P5/6 realizado con CATIA	35
Figura 3.3.7.1 Imagen del <i>U.S. Laboratory</i> [5]	36
Figura 3.3.7.2 Esquema del diseño interior del <i>U.S. Laboratory</i> [5]	37
Figura 3.3.7.3 Modelo del <i>U.S. Laboratory</i> realizado con CATIA	37
Figura 3.3.8.1 Esquema del SSRMS [15]	38
Figura 3.3.8.2 Modelo del SSRMS realizado con CATIA	39
Figura 3.3.8.3 Imagen comparativa del tamaño del SSRMS frente al de un tripulante [15]	39
Figura 3.3.9.1 Imagen del interior del <i>Joint Quest Airlock</i> [5]	40
Figura 3.3.9.2 Esquema de los componentes ensamblados al <i>Joint Quest Airlock</i> [5]	41
Figura 3.3.9.3 Esquema del <i>Joint Quest Airlock</i> [5]	41
Figura 3.3.9.4 Modelo del <i>Joint Quest Airlock</i> realizado con CATIA	41
Figura 3.3.10.1 Esquema del DC [5]	42
Figura 3.3.10.2 Imagen del interior del DC [5]	43
Figura 3.3.10.3 Modelo del DC realizado con CATIA	43
Figura 3.3.11.1 Esquema y especificaciones del S0 [9]	44
Figura 3.3.11.2 Ubicación del S0 [9]	44
Figura 3.3.11.3 Modelo del S0 realizado con CATIA	45
Figura 3.3.12.1 Imagen del MBS [5]	46
Figura 3.3.12.2 Imagen comparativa del tamaño del MBS frente al de un tripulante [15]	46
Figura 3.3.12.3 Modelo del MBS realizado con CATIA	47
Figura 3.3.13.1 Esquema y especificaciones del S1 [9]	48

Figura 3.3.13.2 Ubicación del S1 [9]	48
Figura 3.3.13.3 Modelo del S1 realizado con CATIA	49
Figura 3.3.14.1 Esquema y especificaciones del S3/4 [9]	50
Figura 3.3.14.2 Modelo del S3/4 realizado con CATIA	50
Figura 3.3.15 1 Pasos del ensamblaje del <i>Node 2: Harmony</i> [5]	51
Figura 3.3.16.1 Imagen del módulo <i>Columbus</i> [5]	52
Figura 3.3.16.2 Esquema del diseño interior del módulo <i>Columbus</i> [5]	53
Figura 3.3.16.3 Modelo del módulo <i>Columbus</i> realizado con CATIA	53
Figura 3.3.17.1 Esquema del JEM ELM [5]	54
Figura 3.3.17.2 Imagen del interior del JEM ELM [5]	54
Figura 3.3.17.3 Modelo del JEM ELM realizado con CATIA	54
Figura 3.3.18.1 Esquema del laboratorio <i>Kibo</i> [5]	55
Figura 3.3.18.2 Modelo del JEM PM realizado con CATIA	55
Figura 3.3.19.1 Esquema del JEM <i>Exposed Facility</i> [5]	56
Figura 3.3.19.1 Modelo del JEM <i>Exposed Facility</i> realizado con CATIA	56
Figura 3.3.20.1 Esquema del JEM RMS [15]	57
Figura 3.3.20.2 Imagen comparativa del tamaño de JEM RMS frente al del SSRMS [15]	57
Figura 3.3.20.3 Ubicación del JEM RMS en el <i>Kibo</i> [15]	58
Figura 3.3.20.4 Modelo del JEM RMS realizado con CATIA	58
Figura 3.3.21.1 Esquema de la <i>Cupola</i> [5]	59
Figura 3.3.21.2 Imagen de la <i>Cupola</i> [5]	59
Figura 3.3.21.3 Tripulante de la ISS mirando a través de las ventanas de la <i>Cupola</i> [5]	60
Figura 3.3.21.4 Modelo de la <i>Cupola</i> realizado con CATIA	60
Figura 3.3.22.1 Imagen del interior del <i>Node 3: Tranquility</i> [5]	61
Figura 3.3.23.1 Ubicación del PTCS en la ISS [5]	62
Figura 3.3.23.2 Modelo de uno de los radiadores individuales realizado con CATIA	62
Figura 3.3.23.3 Modelo de uno de los conjuntos de radiadores realizado con CATIA	62
Figura 3.3.24.1 Modelo de uno de los conjuntos de placas fotovoltaicas realizado con CATIA	63
Figura 3.3.24.2 Imagen de los conjuntos de placas fotovoltaicas de la ISS [5]	63
Figura 3.3.25.1 Ubicación del PMM en la ISS [5]	64
Figura 3.3.25.2 Modelo del PMM realizado con CATIA	64
Figura 3.3.26.1 Esquema del MRM 1 [5]	65
Figura 3.3.27.1 Esquema del MRM 2 [5]	66
Figura 4.1.1 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	67

Figura 4.1.2 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	68
Figura 4.1.3 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	68
Figura 4.1.4 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	69
Figura 4.1.5 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	69
Figura 4.1.6 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	70
Figura 4.1.7 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	70
Figura 4.1.8 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	70
Figura 4.1.9 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	71
Figura 4.1.10 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	71
Figura 4.1.11 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	71
Figura 4.1.12 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	72
Figura 4.1.13 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	72
Figura 4.1.14 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	72
Figura 4.1.15 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	73
Figura 4.1.16 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	73
Figura 4.1.17 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	74
Figura 4.1.18 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	74
Figura 4.1.19 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	74
Figura 4.1.20 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	75
Figura 4.1.21 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	75
Figura 4.1.22 Secuencia de ensamblaje de la ISS [5]	75
Figura 4.2.1 Modelo del núcleo del SPP realizado con CATIA	76
Figura 4.2.2 Modelo del radiador del SPP realizado con CATIA	76
Figura 4.2.3 Modelo de la unidad de potencia del SPP realizado con CATIA	76
Figura 4.2.4 Modelo del activador del SPP realizado con CATIA	77
Figura 4.2.5 Modelo del vehículo <i>Progress</i> realizado con CATIA	77
Figura 4.2.6 Modelo del vehículo <i>Soyuz</i> realizado con CATIA	77
Figura 4.2.7 Perspectiva del ensamblaje de los componentes	78
Figura 4.2.8 Vista superior del ensamblaje de los componentes	79
Figura 4.2.9 Vista inferior del ensamblaje de los componentes	80
Figura 4.2.10 Vista lateral del ensamblaje de los componentes	81
Figura 4.2.11 Vista frontal del ensamblaje de los componentes	81
Figura 4.2.12 Perspectiva del modelo actualizado de la ISS	82
Figura 4.2.13 Componentes de la ISS separados en sus posiciones relativas	83



Figura 4.2.14 Vista superior del modelo actualizado de la ISS	84
Figura 4.2.15 Vista lateral del modelo actualizado de la ISS	85
Figura 4.2.16 Vista frontal del modelo actualizado de la ISS	85
Figura 4.2.17 Ampliación de la sección presurizada de la ISS	85
Figura 4.2.18 Imagen renderizada del modelo de la ISS	86
Figura 4.2.19 Imagen renderizada del modelo de la ISS	87
Figura 5.1.1 Imagen de la simulación del movimiento de los paneles solares de la ISS	88
Figura 5.1.2 Imagen de la simulación del movimiento de los paneles solares de la ISS	88
Figura 5.1.3 Imagen de la simulación del movimiento de los radiadores de la ISS	89
Figura 5.1.4 Imagen de la simulación del movimiento de los radiadores de la ISS	89



— Ron Garan, *The Orbital Perspective: Lessons in Seeing the Big Picture from a Journey of 71 Million Miles-*

La Estación Espacial Internacional tiene como finalidad expandir el conocimiento de la humanidad. Distintas agencias espaciales del mundo, con el apoyo de numerosas naciones (fig. 1.1), conviven en este prodigio de la ingeniería persiguiendo sus propios objetivos con experimentos innovadores en un entorno único.

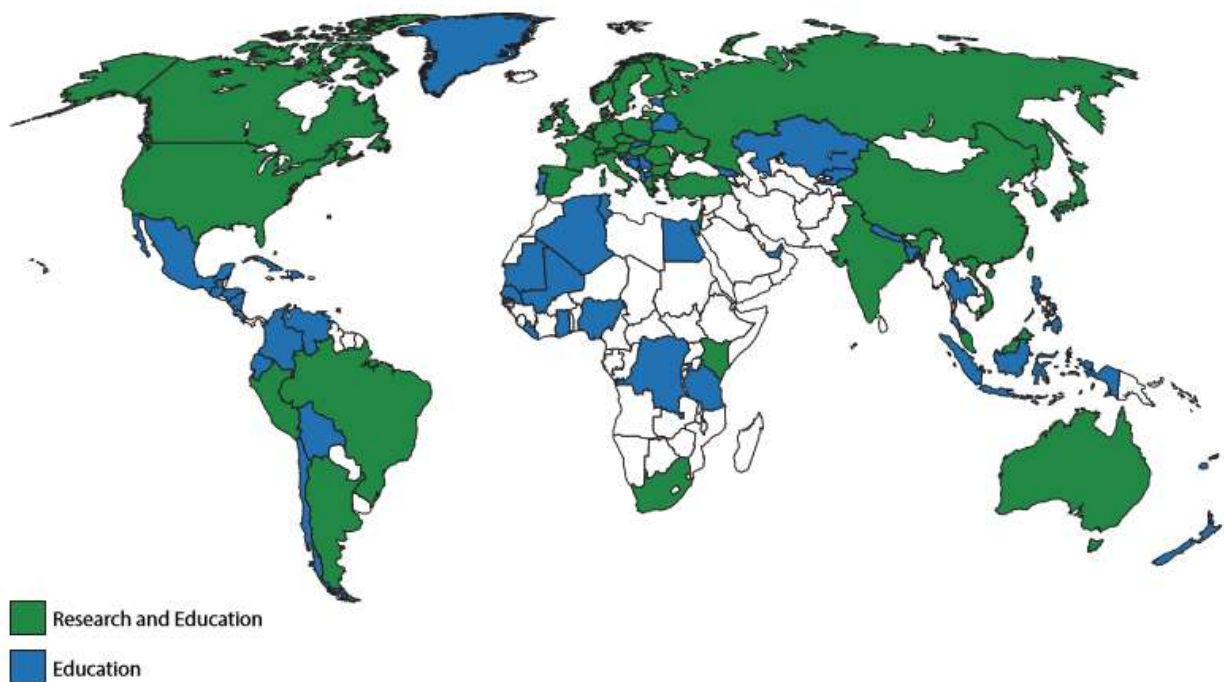


Figura 1.1

La ISS posee rasgos distintivos tales como:

-Microgravedad: Permite estudiar al detalle la tensión superficial de los fluidos, la transmisión de calor, la combustión e incluso las alteraciones en los organismos vivos al verse expuestos a esta condición.

-Órbita baja: La ISS está a 400 kilómetros de altura y posee una órbita que ofrece mayor variabilidad de condiciones lumínicas gracias a sus 51º de inclinación y a su periodo de 90 minutos.

-Condiciones extremas: Su exposición al ciclo de calor y frío extremos, al vacío, al oxígeno atómico y a la radiación nos ha permitido desarrollar materiales innovadores que han tenido aplicaciones en la ingeniería espacial.

Gracias a todo esto se han logrado numerosos avances científicos (tabla 1.1-3) en los que no profundizaremos en este trabajo ya que abarcan campos muy diversos, desde la biología y la física hasta estudios del comportamiento humano. [5]

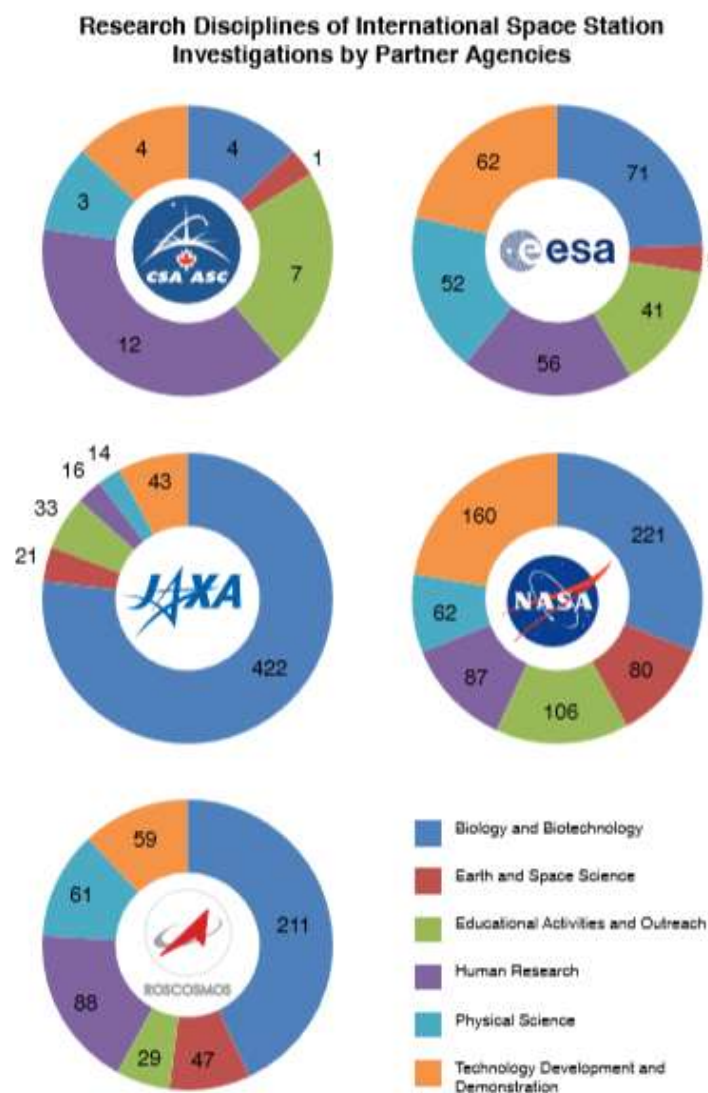


Tabla 1.1

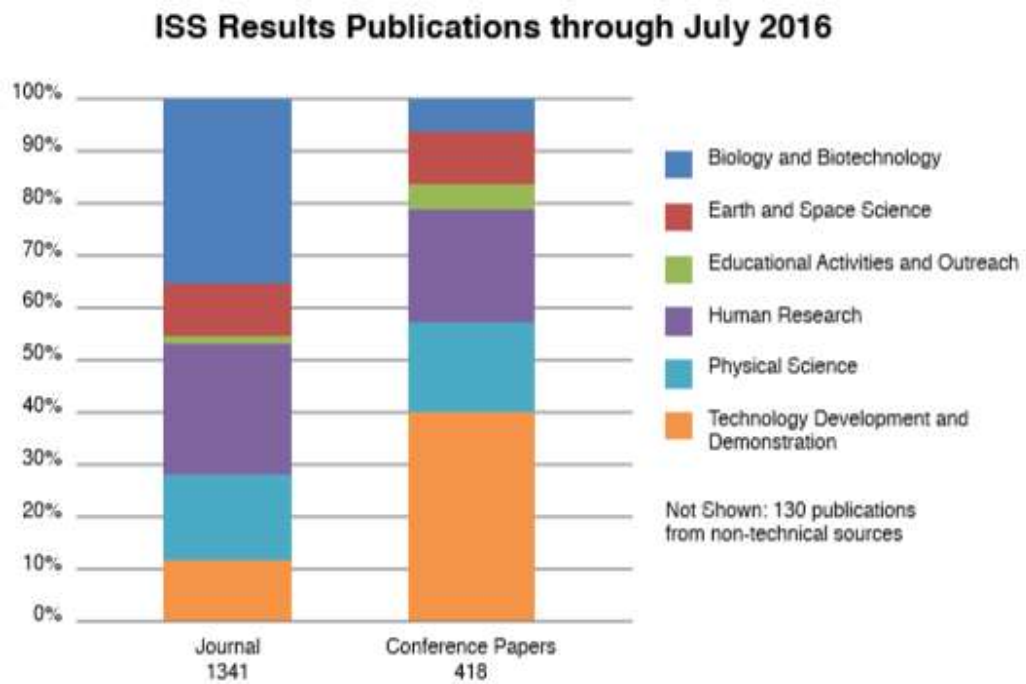


Tabla 1.2

	ISS Expeditions 43/44 March 2015 — Sep 2015	ISS Expeditions 45/46 Sep 2015 — March 2016	ISS Expeditions 0-46 Dec 1998 — March 2016
Total Investigations	342	260	2082
New Investigations	121	38	-
Completed/Permanent Investigations	75	20	1498
Number of Investigators with Research on the ISS	928	748	3028
Countries/Areas with ISS Investigations	31	42	95

Tabla 1.3

Además de estos avances logrados, su propia producción y diseño han hecho avanzar el campo del diseño espacial, con mentes brillantes de diferentes países volcando sus ideas en un proyecto en común. La ISS es un símbolo de cooperación mundial y hay quien la consideraría una celebración de la humanidad.

## 1.1 Marco histórico

El 4 de octubre de 1957 la URSS puso en órbita al *Sputnik*, dando el pistoletazo de salida a uno de los mayores retos a los que se había enfrentado la humanidad: la carrera espacial. A partir de entonces y durante 18 años de intenso desarrollo y producción las superpotencias mundiales compitieron por lograr los mayores avances en la ingeniería espacial. Consiguieron hazañas inimaginables hasta entonces, comenzando por el lanzamiento de satélites de geometría simple y rudimentaria de órbita baja y culminando con misiones lunares que hicieron a la humanidad pisar el astro que llevaba contemplando desde su nacimiento.

Aunque la Guerra Fría entre Estados Unidos y la URSS estaba lejos de terminar, en 1975 ante la sorpresa del mundo la nave soviética *Soyuz 19* fue al encuentro de la nave estadounidense *Apollo*, un momento histórico en el que los astronautas de ambas naciones se saludaron y sellaron el final de la carrera espacial (fig. 1.1.1). El interés por ir más allá seguía presente y cada vez aparecían más agencias espaciales de distintos países, pero los avances disminuyeron drásticamente porque ya no era un foco principal de interés para las grandes potencias.

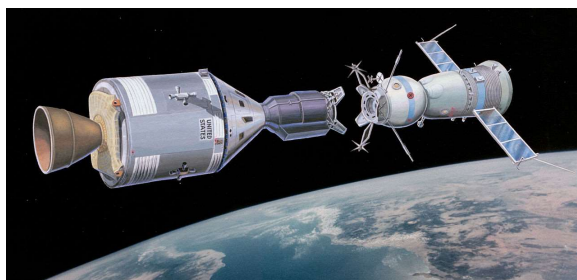


Figura 1.1.1

En 1984 el presidente norteamericano Ronald Reagan fomentó el proyecto de construir una estación espacial en la siguiente década, y fue en 1998 cuando este proyecto se hizo realidad. Las dos grandes agencias espaciales volvieron a cooperar lanzando al espacio el *Zaryá* (amanecer) desde Baikonur y el módulo americano *Unity* creando la Estación Espacial Internacional (fig. 1.1.2).



Figura 1.1.2



Tras ensamblar el segundo módulo ruso y los paneles fotovoltaicos que darían energía a la estación, llegaron sus primeros habitantes. El astronauta Bill Shepherd y los cosmonautas Yuri Gidzenko y Sergei Krikalev (fig. 1.1.3) ocuparon la estación durante varios meses, existiendo entonces módulos de investigación de ambos países.



Figura 1.1.3

En los años posteriores otras agencias se fueron añadiendo al enviar sus laboratorios a ensamblarse con el conjunto, como Europa y Japón en 2008, dándole un aspecto muy parecido al actual (fig. 1.1.4). En este mismo año asistieron los primeros turistas espaciales y en 2010 ya eran 202 los que habían tripulado la ISS. Más adelante, se entrará en detalle en cada componente añadido y en su diseño. Actualmente se estima que ha tenido un coste de 100.000 millones de dólares estadounidenses y el proyecto está lejos de concluir ya que hay 22 misiones programadas hasta 2022. [10] [12] [13]

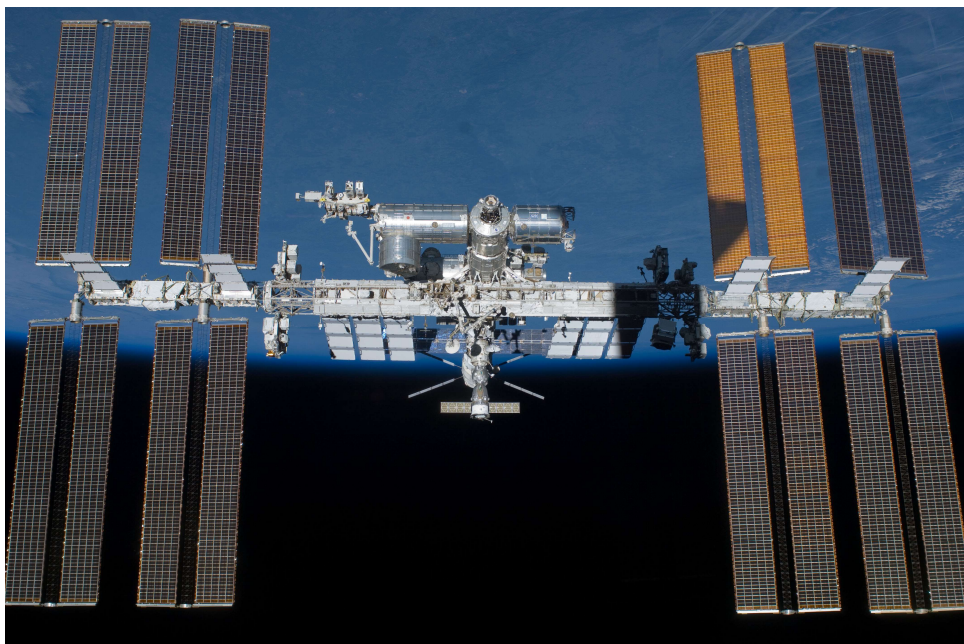


Figura 1.1.4

## 1.2 Principios generales del diseño espacial

A continuación, se expondrán las pautas más comunes que se siguen al diseñar componentes espaciales y se explorarán las restricciones que nos impone el entorno hostil al que se enfrentarán y las especiales condiciones de lanzamiento a las que están sujetas.

- Cargas mecánicas: Durante el proceso de lanzamiento se alcanzan cargas críticas que los materiales que componen la estación han de soportar sin producir grietas o plastificar, disponiéndolos en estructuras resistentes cuya obtención ha sido ampliamente tratada en la bibliografía por lo que no profundizaremos en ello en este trabajo. [1]
- Cargas térmicas: Los gradientes de temperatura existentes en órbita son muy acusados por lo que es necesaria una disposición de los materiales que permita un equipo de gestión térmica que evite daños en la estructura. [1]
- Peso: Cada kilogramo lanzado al espacio conlleva un enorme gasto económico, por lo que en todo diseño espacial la reducción de masa debe ser protagonista. [1]
- Ciclo de vida: Las misiones de esta índole suelen tener tiempos de desarrollo y operación muy extensos, obligando a los equipos de diseño a usar materiales cuyas propiedades tardan en degradarse por efecto de las condiciones ambientales. [1]
- Seguridad: Como se comentará más adelante en la evolución del diseño de las estaciones espaciales, la seguridad siempre ha sido motivo de preocupación para astronautas y diseñadores. La necesidad de realizar un diseño *"fail safe"* se ha tenido presente para desarrollar la ISS, de forma que un fallo no afecte o afecte mínimamente a otros equipos o a personas. [2]
- Recursos: Pese a que no se suele mencionar en la bibliografía, no se debe olvidar que la ingeniería espacial depende enormemente de la financiación disponible, ya sea pública o privada. Sus posibilidades de éxito dependen fundamentalmente de su viabilidad económica. Reducir los costes es vital, aunque se trate de una de las industrias más caras del mundo.
- Nivel tecnológico: Puede parecer elemental pero la ambición que hay detrás de los proyectos en este campo es enorme y al igual que en muchos otros campos modernos su progreso está sujeto a la tecnología disponible. Las misiones espaciales son el resultado de ensamblar los mayores logros de la ciencia en un proyecto más grande que ninguno, por lo que es fundamental el desarrollo de nuevos materiales ligeros con mejores propiedades estructurales y térmicas, motores cohete más potentes y ligeros, sistemas de comunicaciones compactos...



- Imagen: Cuando se habla de proyectos de esta escala, que logran salir adelante gracias a financiación externa (pública o privada) es necesario tener la opinión pública a tu favor.

En el caso público, un gobierno dispuesto a realizar tales inversiones necesita un país que las apoye, y para ello mantener una imagen de esperanza, motivación e ilusión es necesario para que el mundo no olvide la relevancia de este campo. En el caso privado, captar patrocinadores es muy importante, por lo que las empresas tratan de tener una imagen atractiva.

Esto nos lleva a la conclusión de que la estética, al igual que en otros proyectos de ingeniería, juega un rol muy importante y es una consideración de diseño que se debe tener presente.

- Habitabilidad: Como se expondrá más adelante en la evolución del diseño de la Estación Espacial, es importante remarcar que ésta no será sino un entorno donde la vida debe ser posible, lo cual conlleva garantizar la salud de sus tripulantes, ya sea física como mental. Prestar atención a las necesidades humanas es crucial para que las misiones sean exitosas y por lo tanto debe ser un espacio cómodo y agradable. [2]
- Accesibilidad: Esta condición es una continuación de la anterior, ya que hay que tener presente que el equipo exterior será manipulado con trajes espaciales que limitan la agilidad del usuario y toda la operación se realizará en condiciones de ingravidez, agregando una dificultad añadida que puede ser explotada como una ventaja con una distribución inteligente de los equipos a bordo. Además, para las reparaciones facilitar el acceso a los componentes es importante.
- Capacidad del vehículo lanzador: Uno de los factores más determinantes es la posibilidad de introducir la aeronave en un lanzador espacial, razón por la que se descartaran conceptos de estaciones espaciales monolíticas y se pasara a diseños modulares ensamblables. [2]

Tras realizar un diseño adaptado a la misión y las condiciones de ésta, se realizan ensayos por ordenador iniciando un proceso iterativo que elimina los errores y perfecciona el diseño. Tras ello, el proyecto está listo para someterse a pruebas funcionales.

## 2. HERRAMIENTA DE DISEÑO

---

La recreación virtual tridimensional de la ISS se ha realizado usando el software comercial de diseño, fabricación e ingeniería (CAD/CAM/CAE) asistida por ordenador CATIA en su versión V5 R19.

### 2.1 Introducción a CATIA V5 R19

Este software desarrollado por la compañía francesa Dassault Systèmes tiene su origen en 1977 como un Proyecto casero del francés Marcel Dassault, entonces cliente de CADAM CAD software. Inicialmente lo denominó CATI (Conception Assistée Tridimensionnelle Interactive) pero en 1981 su nombre cambió a CATIA cuando creó un subsidiario que vendería el software. Pronto firmó un acuerdo de distribución no exclusivo con IBM y en 1984 Boeing eligió a CATIA como su principal herramienta de diseño 3D, convirtiéndose en su mayor cliente.

Desde entonces, Dassault ha mejorado el software desarrollando versiones superiores cada año hasta llegar a su versión actual, CATIA V5-6 6R. Sin embargo, la versión que se ha utilizado en este trabajo es la de 2009, V5 R19, ya que es la licencia de la que dispone la Universidad de Sevilla en su centro de cálculo. Se trata de un programa muy completo que cubre sobradamente los requerimientos para el modelado que se ha realizado. [4]

### 2.2 Descripción de uso de CATIA V5 R19

En este apartado se explicarán sucintamente las herramientas empleadas para la elaboración del modelo de la Estación Espacial Internacional.

#### 2.2.1 Módulo Part Design

Se trata del módulo más usado en el modelado de la ISS. Con él, se ha desarrollado cada pieza individualmente siguiendo las medidas indicadas en los planos del ANEXO 1.

El modelado se realiza partiendo de un *sketch* bidimensional, donde se usan herramientas de dibujo para crear todo tipo de geometrías que se adapten a la zona de la pieza que se está diseñando. Tras ello, es necesario acotar el *sketch* de forma adecuada hasta que se vuelva de color verde, indicando que no faltan cotas (fig. 2.2.1.1). En el caso de poner más cotas de lo necesario, éstas aparecerán de color morado.

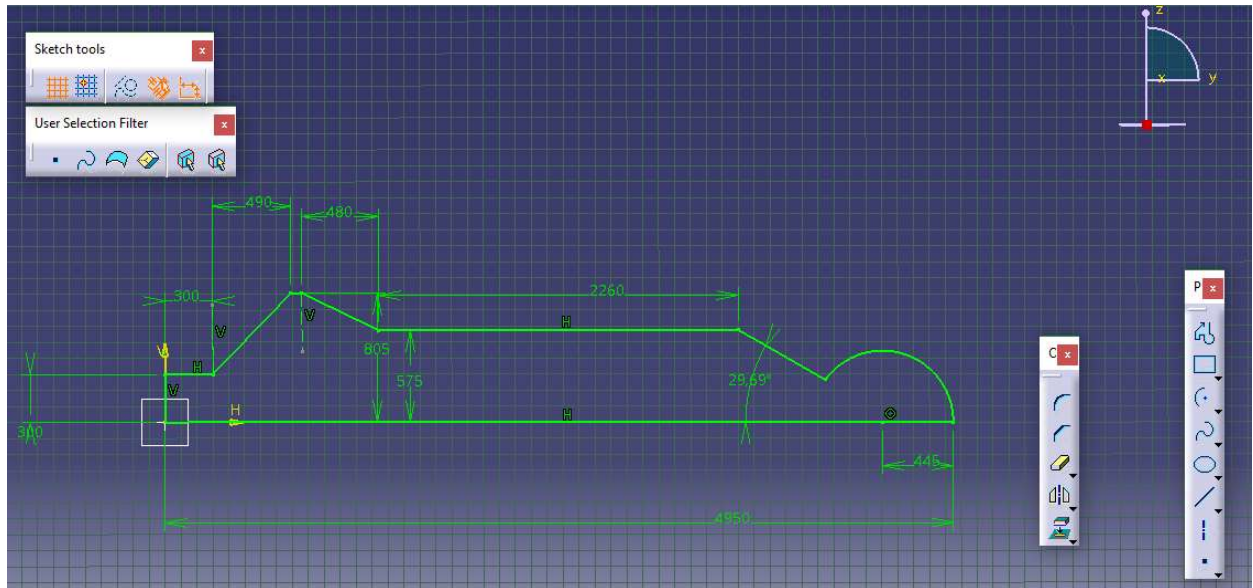


Figura 2.2.1.1

Una vez acotado el *sketch*, se procede a extruir la pieza. En este trabajo se han realizado principalmente dos tipos: *shaft* y *pad*. La herramienta *shaft* se emplea para realizar una extrusión del perfil en torno a un eje, y ya que la mayoría de las piezas plantean simetría de revolución, ha sido la mecánica más repetida al modelar la estación (fig. 2.2.1.2).

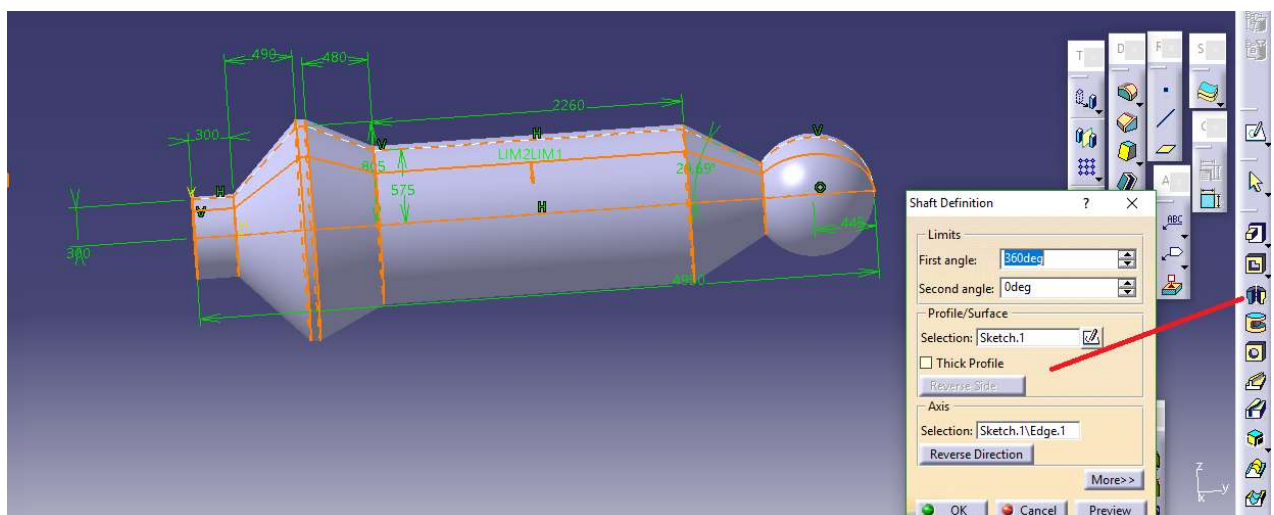


Figura 2.2.1.2

Para modelar otras estructuras tridimensionales que no obedecen esta geometría, se han realizado extrusiones con la herramienta *pad*, con frecuencia en planos auxiliares creados a una distancia fijada de los planos de referencia e inclinados si fuera necesario (fig. 2.1.1.3).

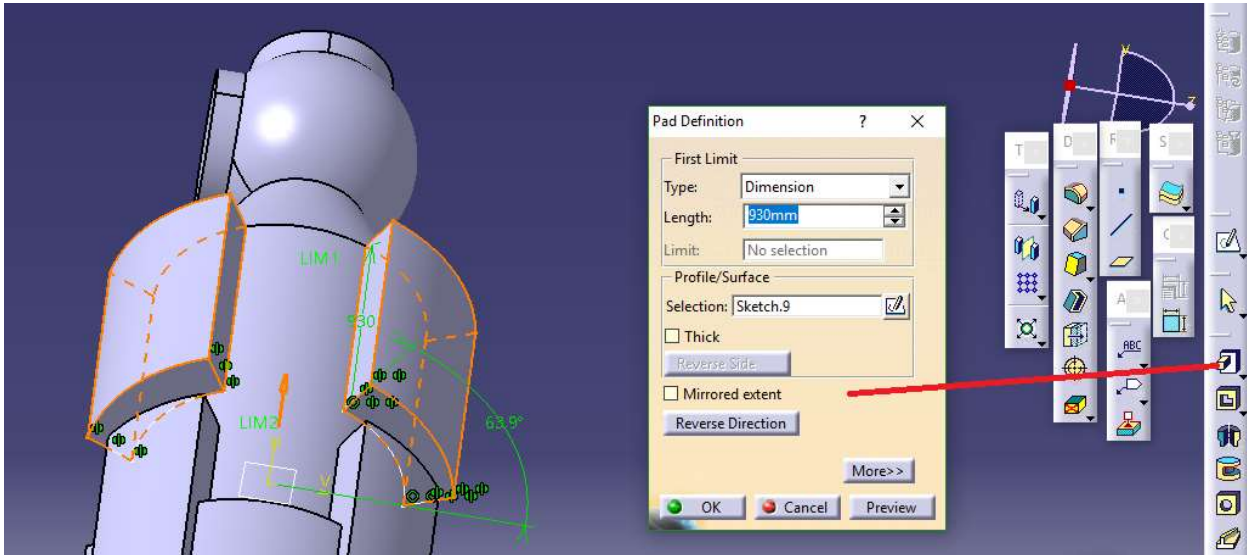


Figura 2.2.1.3

Para formas más complejas, donde la dirección de extrusión no coincide con ningún eje de referencia o las superficies de inicio y final son diferentes, se ha usado la herramienta *multi-sections solid*. Esta herramienta permite especificar las uniones de los vértices entre las caras de la pieza y las guías que debe seguir la extrusión, dando lugar a geometrías como la de la fig. 2.2.1.4.

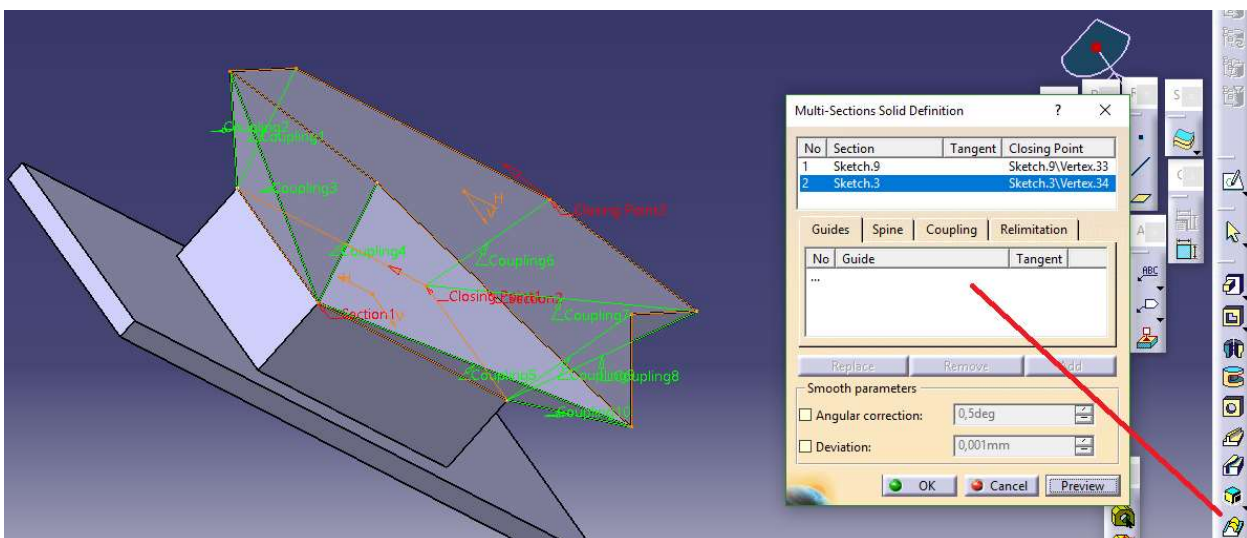


Figura 2.2.1.4

También, a partir de un *sketch*, ha sido necesario retirar material en lugar de crearlo. Esta operación ha sido necesaria en varias geometrías donde era más sencillo modelar un bloque y esculpirlo, pero su uso más común ha sido para crear puertos de ensamblaje en los componentes que poseían alguno. Se trata de la herramienta *Pocket*, cuyo uso se puede observar en la fig. 2.2.1.5.

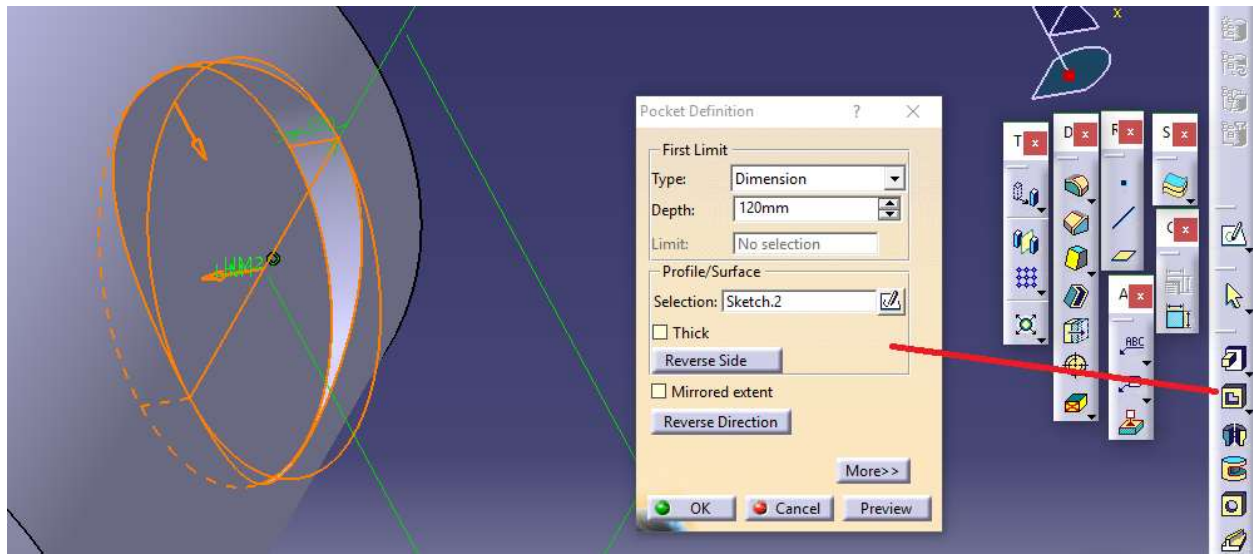


Figura 2.2.1.5

Como conclusión, cabe mencionar que el caso de geometrías que forman patrones, ya sea circulares o sobre un plano, se ha usado la herramienta *Circular/Rectangular Pattern* para repetirlas sin necesidad de modelar cada elemento. Una estrategia similar se ha seguido en los casos donde se producía simetría, donde se ha empleado la herramienta *Mirror* (fig. 2.2.1.6).

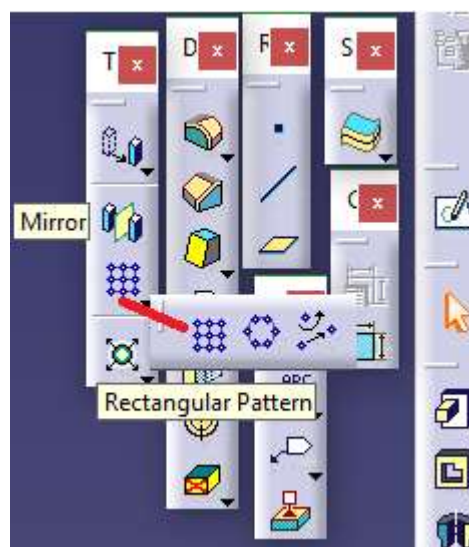


Figura 2.2.1.6



## 2.2.2 Módulo Assembly Design

Este módulo ha sido utilizado para realizar el ensamblaje de las piezas modeladas. Su uso se basa en exportar cada componente, los cuales aparecen en la misma región del espacio, e imponer restricciones (*constraints*) que los ubiquen en el lugar adecuado (fig. 2.2.2.1). Por comodidad, se han impuesto las restricciones sobre los planos de referencia de cada pieza, que se han mantenido en sus extremos para facilitar el montaje.

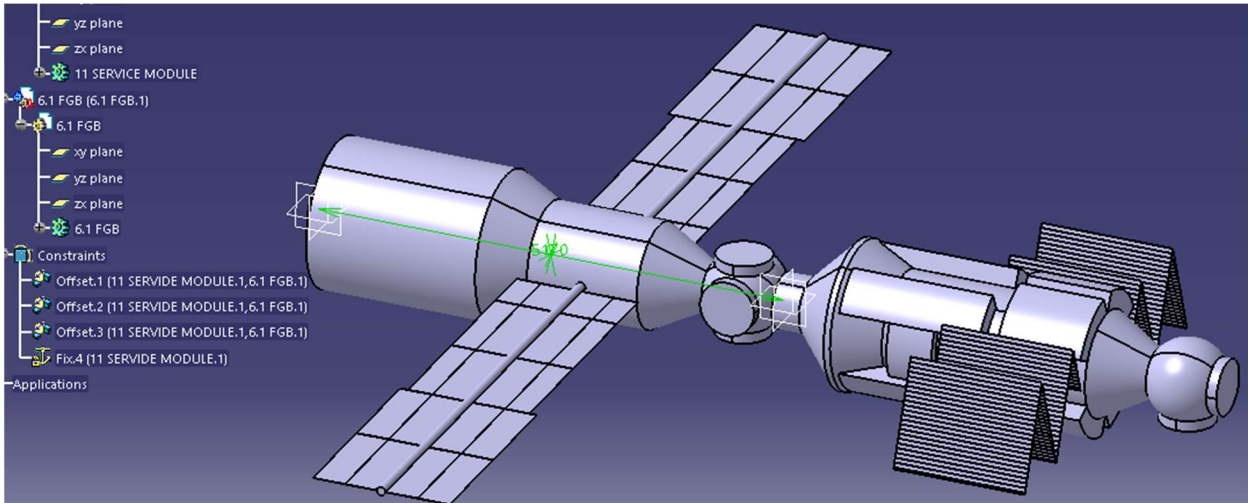


Figura 2.2.2.1

Las que se han usado principalmente aparecen en la fig. 2.2.2.2. La más común es *Offset Constraint*, para fijar distancias (verde). También se ha usado *Angle Constraint* para definir ángulos de inclinación de las piezas (amarillo). Otra restricción relevante es *Fix Component*, para fijar una de las piezas y considerarla la referencia del resto (azul). Por último, al definirse las restricciones se pulsa *Update All* (rojo) para colocar todas las piezas en el lugar indicado.



Figura 2.2.2.2

### 2.2.3 Módulo Digital Mockup Kinematics

Este módulo se ha empleado para recrear el giro de las piezas móviles de la ISS: los paneles solares y los conjuntos de radiadores.

Se debe seleccionar la opción de *Assembly Constraints Conversion*, y dentro de ésta la de nuevo mecanismo (fig. 2.2.3.1).

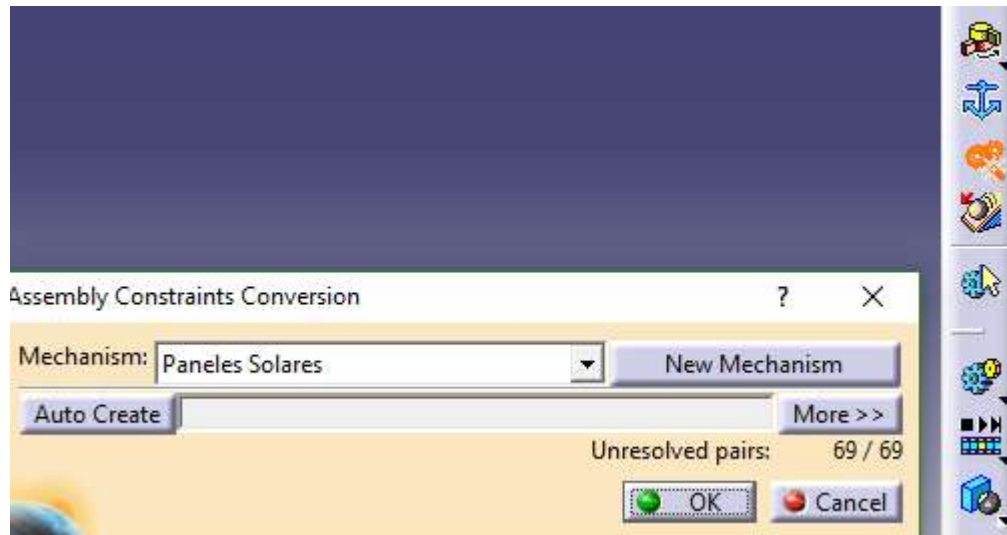


Figura 2.2.3.1

Después se debe fijar la base (la zona estructural a la que se conectan panel y radiadores) con la herramienta *Fixed Part* (rojo). Una vez fijada la base se selecciona *Revolutionary Joint* (verde) y se declaran los ejes de ambas piezas como líneas y el plano que comparten sobre el que se realiza el giro (fig. 2.2.3.2). Tras seleccionar la casilla *Angle driven*, está listo para usar la opción *Simulation* (amarillo) y mover el mecanismo.

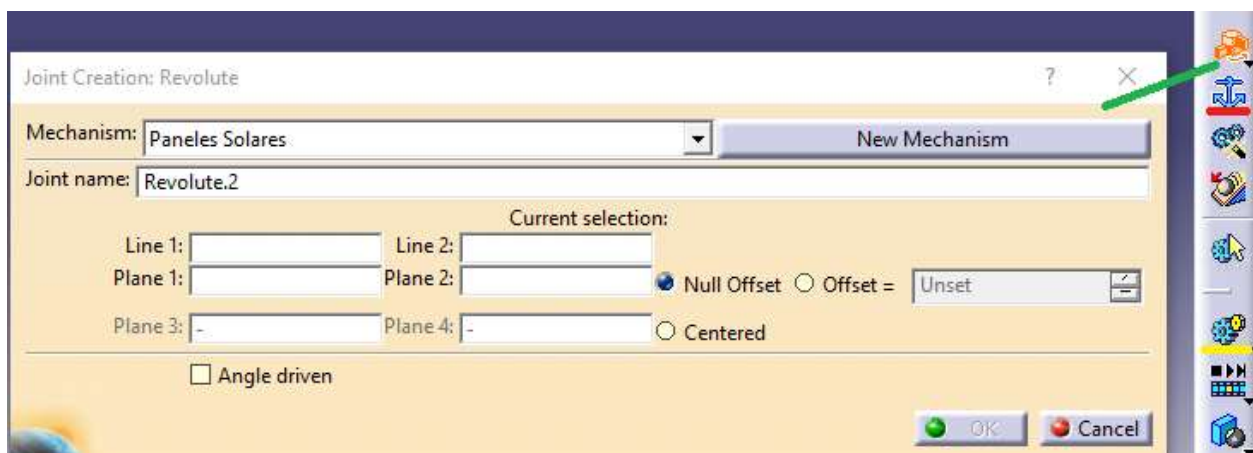


Figura 2.2.3.2

### 3. DISEÑO DE LA ISS

---

*“The International Space Station may be considered one of humanity’s greatest international political and technological achievements. However as a result of its complexity, few understand the configuration of the station habitats as they have been designed, and little has been written about the origin and evolution of their design.”*

*— Gary H. Kitmacher, Design of the Space Station Habitable Modules--*

A continuación, se ofrecerá una descripción sucinta de la función de los componentes que ensamblados forman la Estación Espacial Internacional junto con un estudio de su diseño y de las dificultades halladas en su modelado.

Los planos del ANEXO 1 ofrecen la posibilidad de modelar la ISS con dimensiones fieles a la realidad optando por una solución simplificada que no detalla en exceso las piezas, prestándose a un modelado representativo que permite extraer conclusiones. El orden que se seguirá en este apartado es el mismo que se ha seguido en el ensamblaje real de la ISS, terminando por las piezas que se han modelado y nunca se han llegado a instalar.



Figura 3.1



### 3.1 Descripción general y justificación del diseño

La estación orbita a una altitud media de 400 kilómetros de altura, rodeando el planeta cada 90 minutos a unos 20.000 km/h.

Con respecto a su tamaño, incluyendo sus inmensos paneles solares, es comparada con un campo de fútbol americano con un 72.8 m x 108.5 m. Su masa ronda los 400.000 kg y a fecha de 2016 ronda los 932 metros cúbicos de espacio habitable (los astronautas suelen compararlo con la cabina de un Boeing 787). [8]

Este trabajo se apoya en los planos de los componentes de la ISS hasta 2010 (ANEXO 1), publicados por la NASA. Enfocados al modelismo, representan fielmente las medidas de la estación al usar los diseños originales. Además, en estos planos aparecen cuatro componentes que fueron diseñados, pero nunca instalados, que serán estudiados más adelante mostrando la imagen de la ISS si se hubieran ensamblado, comparándolos con su estado real en el año 2015. [11]

A lo largo de este documento se explorará el diseño de cada componente junto con las dificultades que han representado a lo largo del modelado. Posteriormente, se mostrará el ensamblaje completo usando el modelo generado en el software de diseño.

Es relevante añadir que la temática de este trabajo es novedosa y trata una ciencia todavía joven y muy protegida por las agencias espaciales. Por lo tanto, ante la ausencia de detalles en ciertos puntos de diseño ha sido necesario aplicar ingeniería inversa a raíz de montajes completos para extrapolar conclusiones y realizar un modelado que refleje fielmente la realidad.

Con respecto a la justificación del diseño de cada pieza, no podemos sino extraer nuestras propias conclusiones a raíz de condiciones generales que existen en el modelado de una estación espacial.



Se conceptualizaron más de cien estaciones espaciales antes de que la que existe actualmente iniciara su operatividad (fig. 3.2.1). La ingeniería y diseño de una estación espacial fueron detallados en un principio por Herman Potocnik en 1928, con un concepto de estación espacial rotatoria en forma de rueda. Además, se estableció que, al haber necesidad de manipular todos los componentes con traje espacial, sería necesario un ensamblaje en tierra para comprobar su funcionalidad. Es más, el diseño debía permitir separar los componentes en células individuales que pudieran ser lanzadas al espacio para reensamblarse allí sin dificultad.

En los años 50 Wernher von Braun retomó el concepto de generar gravedad artificial mediante la rotación de la estación. Willy Ley escribió en esa época: *“Cuando el hombre viva en el espacio, será en un casco giratorio orbitando la Tierra como hace la Luna. La vida será estrecha y complicada para estos habitantes espaciales; las condiciones serán comparables a las de un submarino moderno”*. Este puesto avanzado en el cielo debía ser una comunidad auto contenida que cubriera todas las necesidades del ser humano.

La consideración primordial para diseñar una estación espacial era maximizar el espacio habitable minimizando los costes de lanzamiento. Para ello se propusieron estructuras de tela hinchables y usar los depósitos de combustible del cohete como habitáculos en el espacio. La NASA comenzó a conceptualizar estaciones espaciales utilizando el hardware del *Apollo*, usando un depósito del cohete Saturno para la estación *Skylab* (fig. 3.2.2).

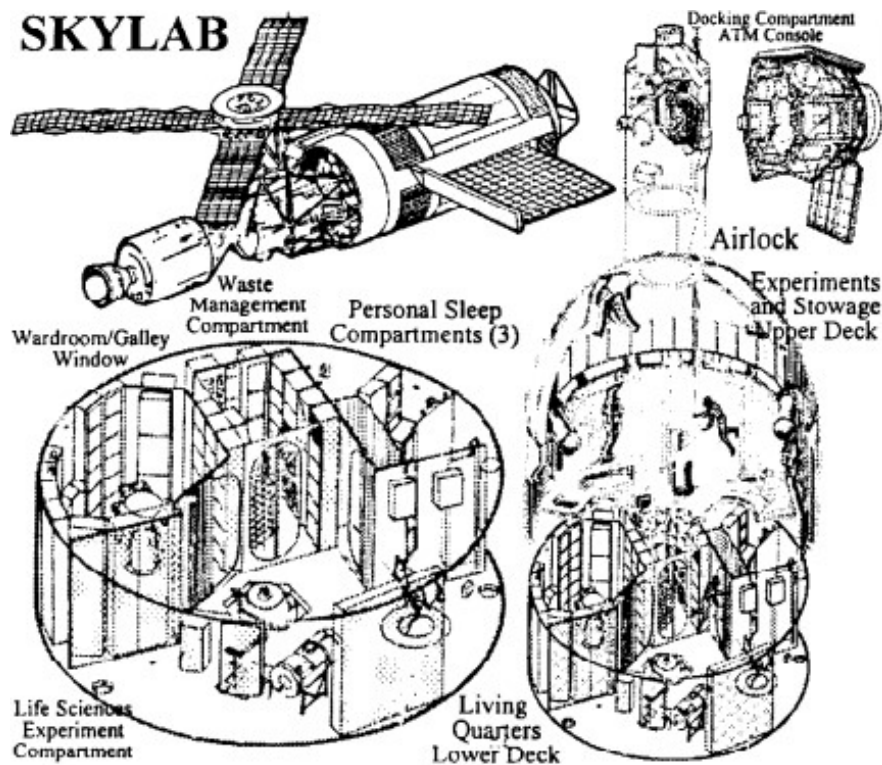


Figura 3.2.2

De esta estación se aprendieron valiosas lecciones que sentaron las bases del diseño espacial futuro. Su parte principal consistía en el mencionado depósito adaptado con equipos a bordo, dividido en dos zonas, una superior más espaciosa y una inferior destinada a contener las habitaciones y zonas de trabajo. Los tripulantes declararon sentirse más cómodos en la zona inferior, más pequeña, donde era más complicado perder el sentido de la vertical local. Esto era algo razonable, ya que pese a no haber gravedad en la estación los equipos estaban dispuestos como si la hubiera, había un “arriba” y un “abajo” definidos y tendían a orientarse de la misma forma.

La zona superior no dejaba de ser útil ya que pese a dificultar la orientación por su mayor tamaño era utilizada como gimnasio. Muchos de los astronautas de la *Skylab* recomendaron interiores amplios para poder moverse. Ed Gibson, científico de la última misión, aconsejó a los diseñadores de futuras estaciones: *“Un espacio abierto es necesario para poder huir de la claustrofobia que se produce en compartimentos pequeños. [...] Comenzó a parecer una celda”*.

Por otro lado, el compartimento de acoplamiento fue diseñado de forma que controles e instrumentos estaban repartidos en todas direcciones, sin vertical local. Bill Pogue, de la última tripulación, afirmó: *“Todo lo que tengo que decir es que, si buscas un buen ejemplo de cómo no diseñar un compartimento, el acoplamiento es el mejor ejemplo. Cada vez que pienso en la disposición me enfado”*.

De 1973 a 1974, *Skylab* tuvo tres tripulaciones de tres hombres cada una. Varios de ellos trabajaron como consultores para la NASA en el diseño de la nueva estación espacial.

Con el objetivo en mente de enviar al hombre a Marte, se estudiaron nuevos sistemas de soporte vital y las consecuencias biomédicas de volar entre 500 y 600 días. La primera consideración para almacenar todo este equipo fueron las ya mencionadas estructuras monolíticas de los depósitos del Saturno V, con diámetros de 7 y 10 metros. Sin embargo, su producción fue suspendida por lo que el *Space Shuttle* se convirtió en la prioridad de la NASA, obligando a que los módulos de la estación pudieran ir contenidos en su bahía de carga. Esto fue el origen de los estudios de estaciones espaciales modulares, con compartimentos de 4.5 metros de diámetro que pudieran ir contenidos en la bahía de carga del *Shuttle* poseyendo la misma capacidad funcional que los módulos grandes. Siguiendo esta condición de diseño se creó la estación *Spacelab* (fig. 3.2.3).

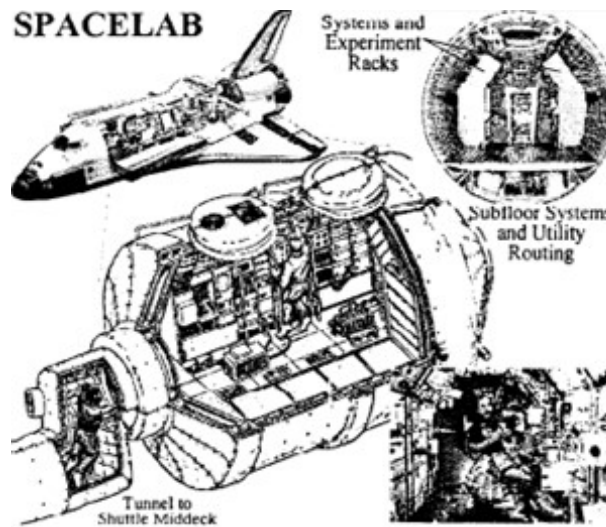


Figura 3.2.3

En 1982 los equipos de diseño comenzaron a sentar las máximas del desarrollo de la nueva estación, con una tripulación inicial de 2-3 astronautas con un crecimiento de hasta 16. La longitud de los módulos no superaría los 9 metros y los diámetros serían inferiores a 5 metros. También incluiría una zona segura en caso de pérdida de un módulo para esperar a la llegada de un *Shuttle* de rescate.

El concepto de una “torre de energía” comenzó a desarrollarse y se diseñaron distribuciones de placas fotovoltaicas duales cercanas al cuerpo principal para disminuir las vibraciones. Además, se planteó una zona central a partir de la cual se ensamblaría el resto de los componentes. Consistía en cinco módulos llamados “módulos comunes” de apariencia exterior similar. Dos de ellos serían para trabajo de laboratorio y otros dos para habitabilidad y mando. El quinto sería uno logístico reemplazable periódicamente.

Se discutieron dos orientaciones para estos módulos: la vertical, similar a *Spacelab* (fig. 3.2.4), más eficiente volumétricamente, y la horizontal (fig. 3.2.5), con mayor facilidad para mantener la orientación de los equipos. Fueron comparados usando criterios como la superficie, el volumen requerido para la distribución de equipos, accesibilidad de equipos, uso volumétrico, control y distribución ambiental, requerimientos en tierra para entrenamiento y lanzamiento, y factores humanos.

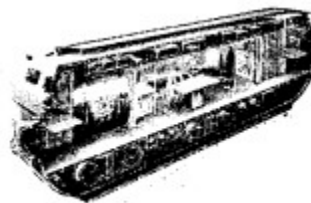


Figura 3.2.4

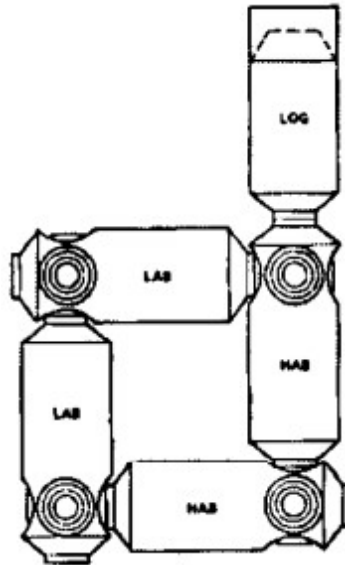


Figura 3.2.5

Son estos factores humanos los que preocuparon en mayor medida a los equipos de diseño a partir de 1983, creándose una división de “*Man-Systems*” para tenerlos presentes y no dividir la atención de los equipos de diseño del hardware. Esta división tomó la iniciativa en el desarrollo de la arquitectura de los módulos con la finalidad de incrementar la productividad humana y reducir la necesidad de cambios de diseño. Su influencia fue tal que los requerimientos que exploraron acabaron convirtiéndose en requisitos del programa, y se convirtió en uno de los sistemas primarios junto al Eléctrico, Térmico, Comunicaciones, Manejo de Datos, Navegación, Control Ambiental y Actividad de Vehículos Externos.

Se preocupaban por proporcionar un hábitat cómodo y funcionalmente eficiente, atento a la salud y la moral de la tripulación. Para ello hizo propuestas para la disposición geométrica de los módulos, su decoración, las provisiones y la privacidad. Definieron la orientación de los equipos y la interacción con ellos, el movimiento de la tripulación, nomenclatura e indicaciones... En el desarrollo final, eran responsables de la definición, diseño, funcionalidad y desarrollo de hardware de 15 subsistemas, incluyendo Higiene Personal, Manejo de Inventarios, Ayuda a la Movilidad y Ejercicio entre otros.

Esto los llevó a uno de los pasos finales: el diseño de interiores. Se plantearon diversos conceptos como una distribución de los equipos en un núcleo central (fig. 3.2.6), pero por cuestiones de eficiencia volumétrica y distribución funcional se optó por distribuir los equipos en el anillo exterior. Se planteó una distribución en cruz (fig. 3.2.7) y en flecha (fig. 3.2.8), pero fue la rectangular la que probó ser más fácil de producir y operar en órbita (fig. 3.2.9).

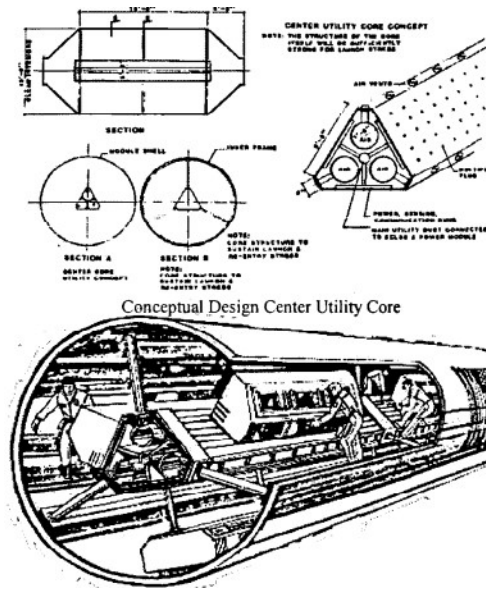


Figura 3.2.6

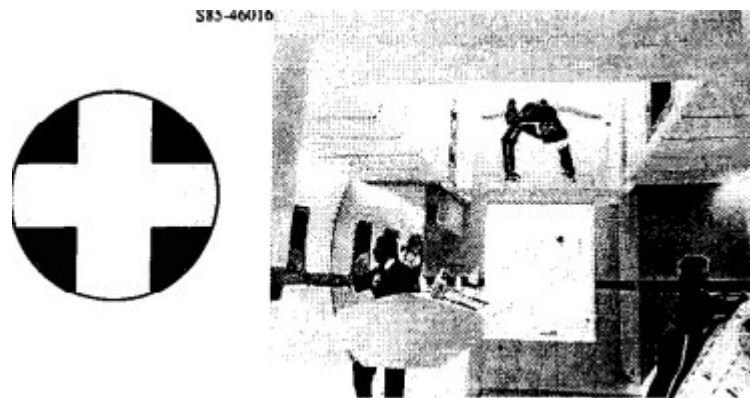


Figura 3.2.7

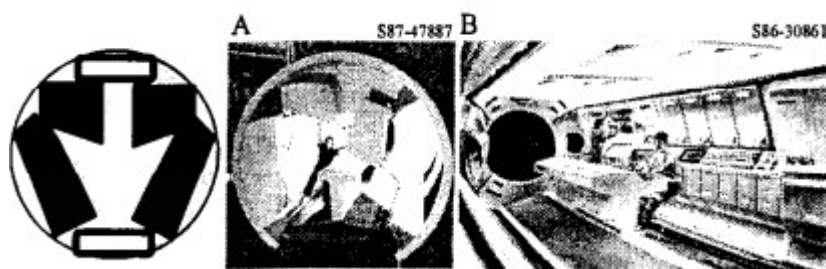


Figura 3.2.8

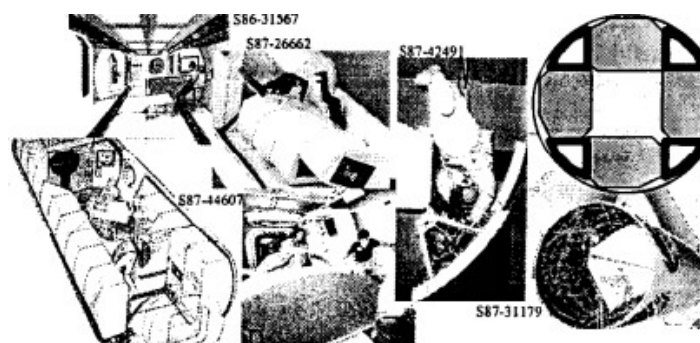


Figura 3.2.9

Se definieron los nodos y pasillos de unión, con diámetros similares a los de los módulos para facilitar el desplazamiento y con geometrías cilíndricas simples que facilitarían producción y montaje. Tras ello, un aspecto de diseño relevante era la construcción de ventanas, ya que los astronautas de *Skylab* pasaban mucho tiempo en la zona de observación terrestre, asegurando ser la actividad más entretenida en órbita. Pese a haber detractores a lo largo de las diferentes opciones planteadas (fig. 3.2.10) finalmente la cúpula diseñada (fig. 3.2.11) fue aceptada en el proyecto.

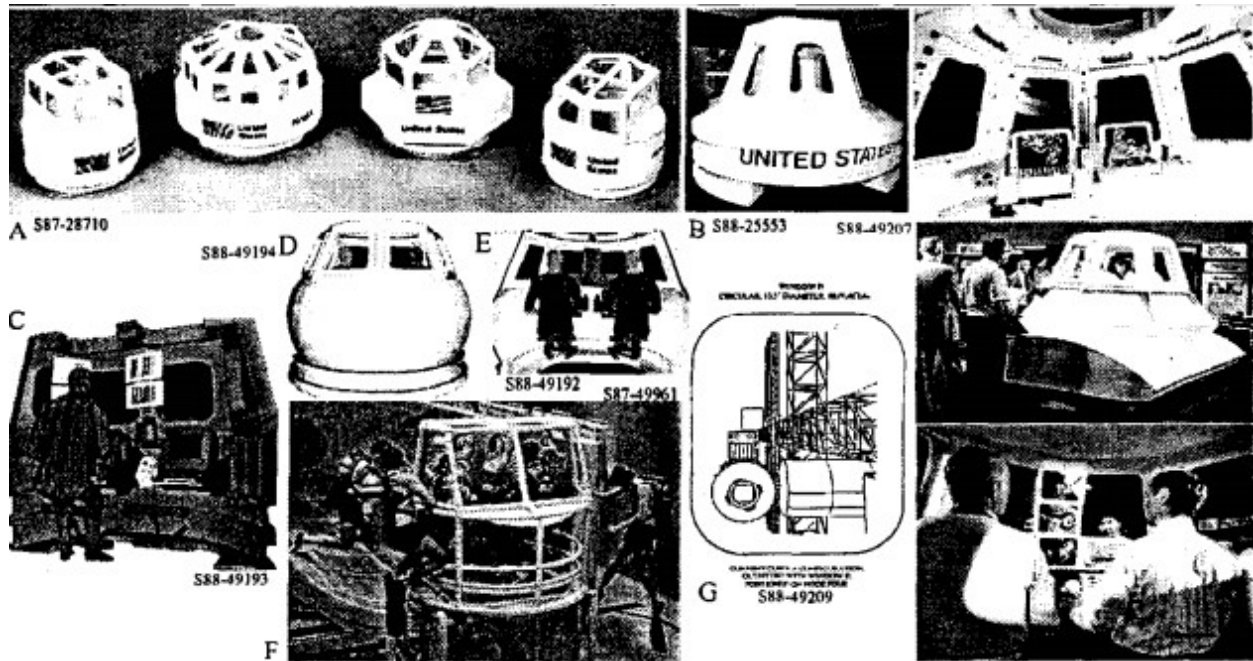


Figura 3.2.10



Figura 3.2.11



Su diseño se enfrentó a numerosos recortes de presupuesto que afrontaron sin hacerle perder funcionalidad. El desarrollo de la arquitectura y configuración de los módulos de la Estación Espacial Internacional ocupó gran extensión temporal y se basó en un conjunto de requerimientos y análisis. Al final no fue sino un compromiso entre las capacidades del vehículo lanzador, los requerimientos de los sistemas primarios, experiencia de otros proyectos, factores humanos y consideraciones políticas. Se trata de un proyecto innovador pero práctico, mostrando cómo será el hogar y entorno de trabajo de las tripulaciones espaciales en las décadas que están por venir. [2]

### 3.3 Componentes de la ISS

#### 3.3.1 Functional Cargo Block (FGB)

Se trata de uno de los dos primeros componentes que formaron la Estación Espacial junto con el nodo *Unity* estadounidense. También conocido como módulo *Zarya* (“Amanecer”, traducido del ruso), el FGB fue desarrollado en Rusia y se trata de un módulo auto contenido, con sistema de potencia, comunicaciones y control de actitud. [5]

<b>Length</b>	12,990 m (42.6 ft)
<b>Maximum diameter</b>	4.1 m (13.5 ft)
<b>Mass</b>	24,968 kg (55,045 lb)
<b>Pressurized volume</b>	71.5 m <sup>3</sup> (2,525 ft <sup>3</sup> )
<b>Solar array span</b>	24.4 m (80 ft)
<b>Array surface area</b>	28 m <sup>2</sup> (301 ft <sup>2</sup> )
<b>Power supply (avg.)</b>	3 kW
<b>Propellant mass</b>	3,800 kg (8,377 lb)
<b>Launch date</b>	November 20, 1998 Proton rocket 1A/R

Tabla 3.3.1.1

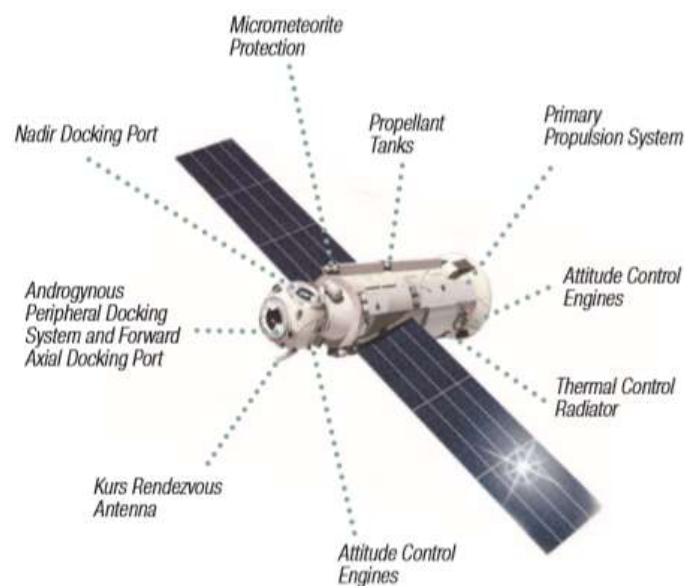


Figura 3.3.1.1

Como es costumbre en la mayoría de las piezas que vamos a estudiar, su diseño se basa en una simetría de revolución acompañada de componentes dispuestos de forma simétrica con respecto a los planos que cortan la figura longitudinalmente. El FGB presenta mayor complejidad en el diseño que muchos de los otros componentes de la ISS, y esto se debe a la gran cantidad de equipos y subsistemas que contiene, incluyendo paneles solares y múltiples puertos de ensamblaje al servir como punto de partida del ensamblaje de la estación.

Para su modelado (fig. 3.3.1.2) se han seguidos los planos del ANEXO 1.2. Las dificultades encontradas han sido mínimas, pues como se ha comentado los módulos de la ISS tienden a simetrías de revolución, sencillas en su producción e ideales para introducirse en los lanzadores espaciales. Ha sido necesario crear numerosos planos auxiliares en diferentes secciones de la pieza para modelar los compartimentos que rodean la estructura y las sujeciones de las placas. Con respecto a éstas, se han modelado articulaciones y se ha usado la herramienta de crear patrones para extender por toda la superficie los divisores de las células fotovoltaicas.

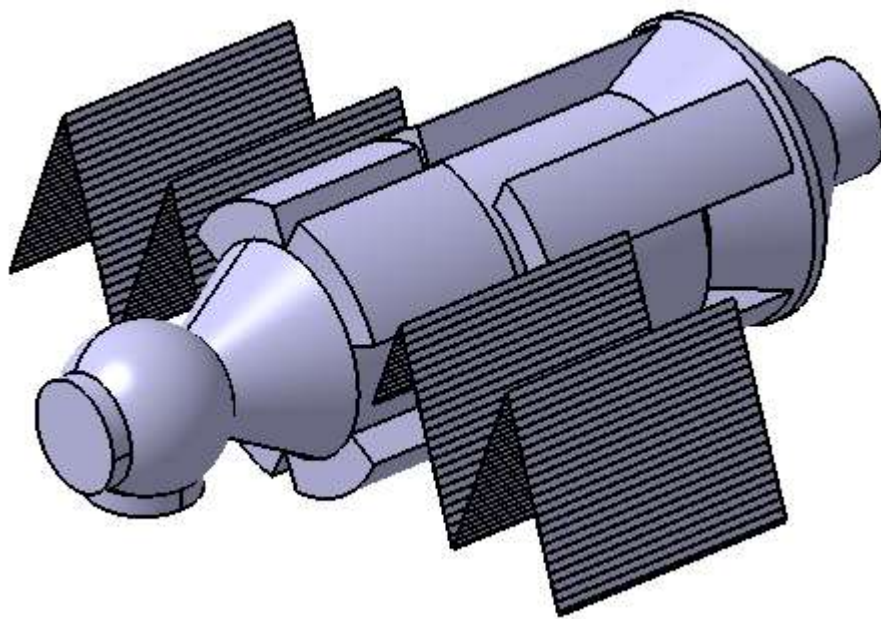


Figura 3.3.1.2

### 3.3.2 Node 1: Unity

Junto con el *Zarya*, el módulo estadounidense *Unity* compuso el inicio de la ISS. Su función fue principalmente la de servir como punto de unión entre otros componentes que se ensamblaron posteriormente como el *Z1 Truss*, el módulo laboratorio estadounidense, el *Airlock* y el *Node 3*. A partir de 2015, su nadir comenzó a servir como punto de ensamblaje para vehículos de carga visitantes. [5]

Length	5.5 m (18 ft)
Width (diameter)	4.3 m (14 ft)
Mass	11,895 kg (26,225 lb)
Exterior	Aluminum cylindrical sections, 2 endcones
Number of racks	4
Launch date	December 4, 1998 STS-88 2A

Tabla 3.3.2.1

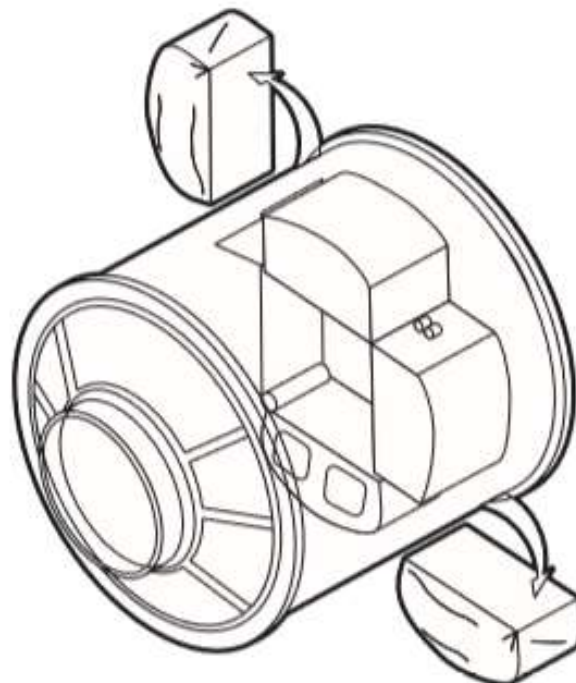


Figura 3.3.2.1

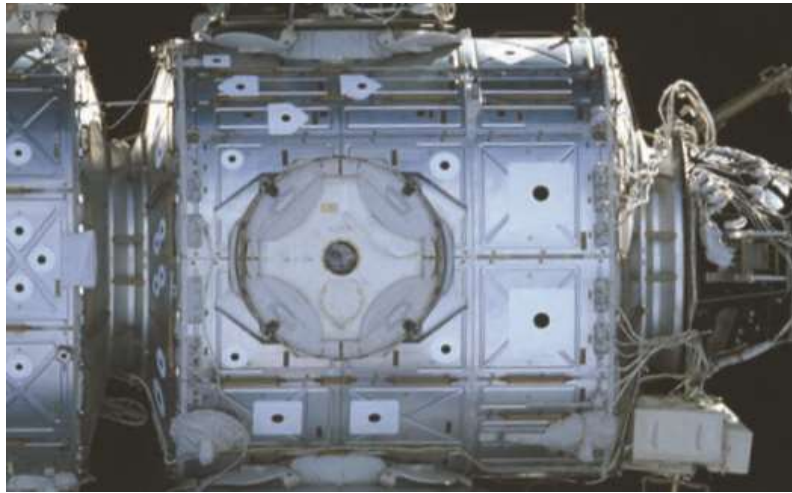


Figura 3.3.2.2

Con respecto al diseño de esta pieza, podría decirse que es de las más sencillas de toda la Estación. Con una estructura cilíndrica con puntos de anclaje distribuidos en sus dos extremos y otros cuatro por su cara lateral enfrentados dos a dos, es el diseño ideal para hacer las funciones de anclaje minimizando interferencia con las piezas adyacentes. Por otro lado, su diseño de interior (fig. 3.3.2.1) refleja lo mencionado en el apartado 3.2. Es decir, los equipos se distribuyen de forma que la zona habitable es un rectángulo, siendo un compromiso entre una habitabilidad cómoda y una colocación eficiente del hardware.

El modelado de esta pieza (fig. 3.2.3.3) no ha presentado ninguna dificultad reseñable. El acotamiento de su vista lateral es ideal para elaborar un *sketch* sobre el que se aplica la herramienta *shaft* para obtener la simetría de revolución, y posteriormente emplear planos auxiliares para crear otros *sketchs* con la forma de los anclajes que conseguimos esculpir en la pieza mediante la herramienta *pocket*. Se han seguido los planos del ANEXO 1.5.

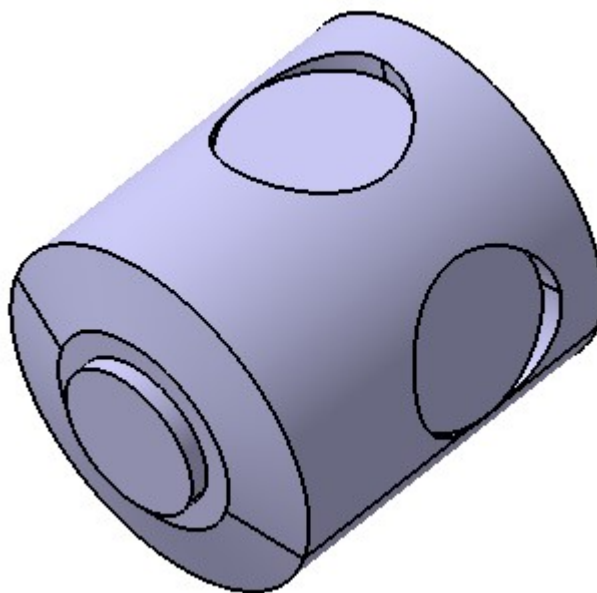


Figura 3.3.2.3

### 3.3.3 Pressurized Mating Adapter (PMA)

Este componente consiste en un adaptador cónico que se coloca en los puntos de ensamblaje de los módulos. Actualmente hay tres instalados en la ISS, uno de ellos sirve como anclaje entre los dos componentes estudiados anteriormente y los otros permiten la unión de vehículos espaciales.

<b>Length</b>	1.86 m (6.1 ft)
<b>Width</b>	1.9 m (6.25 ft) at wide end, 1.37 m (4.5 ft) at narrow end
<b>Mass of</b> PMA-1 PMA-2 PMA-3	1,589 kg (3,504 lb) 1,376 kg (3,033 lb) 1,183 kg (2,607 lb)

Tabla 3.3.3.1

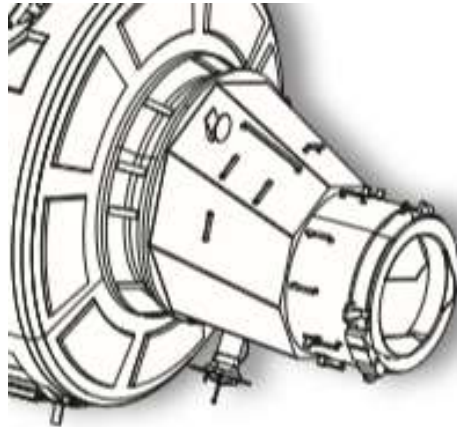


Figura 3.3.3.1

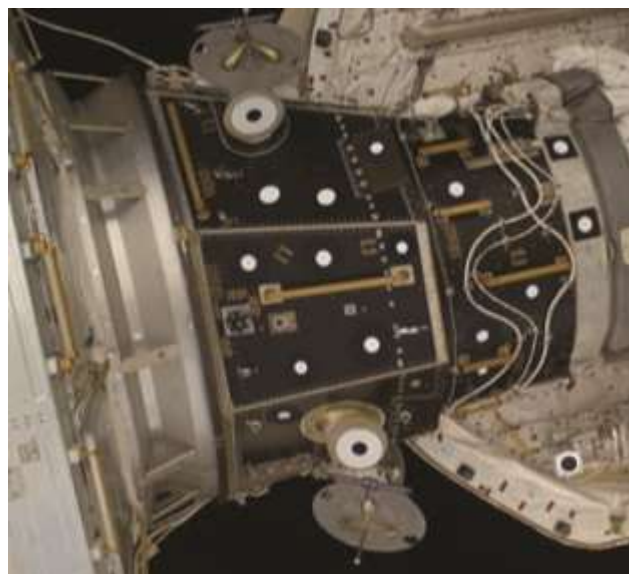


Figura 3.3.3.2



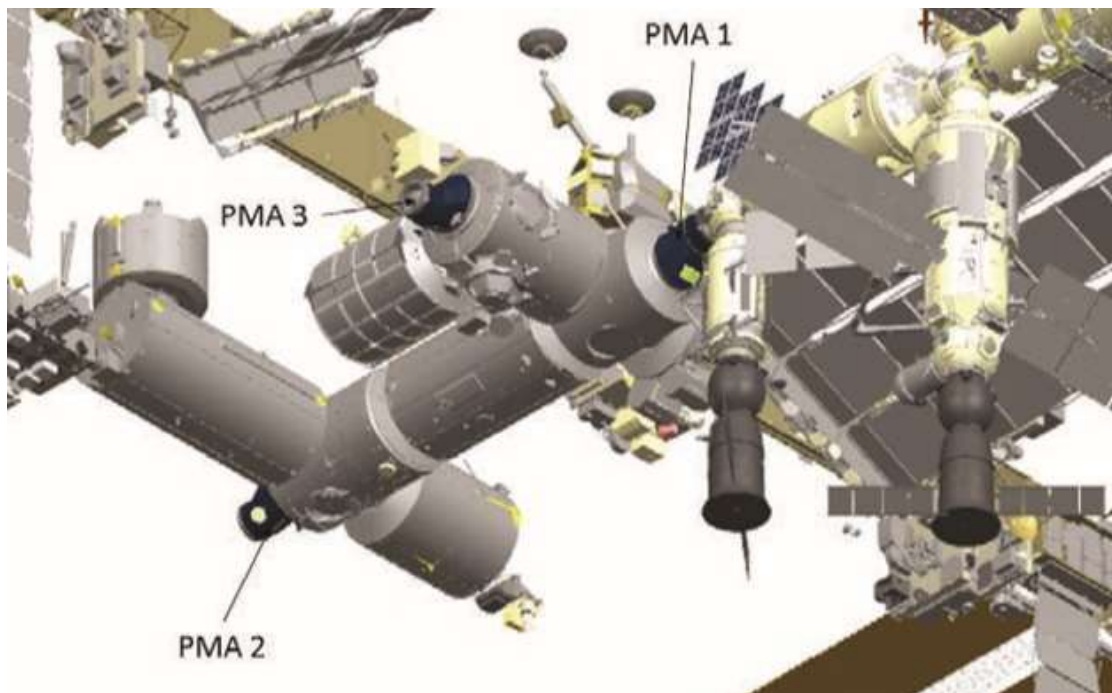


Figura 3.3.3.3

Su estructura es prácticamente idéntica de un adaptador a otro. Se trata de un armazón cónico truncado con una separación de 28 pulgadas (71.2 cm) entre los ejes de los anillos que se sitúan en los extremos.

El modelado (fig. 3.3.3.4) se ha realizado siguiendo los planos del ANEXO 1.3. Pese a no ser una pieza compleja, su estructura poco convencional ha requerido de la herramienta *Multi-Sections Solid* para extruir la pieza de forma correcta entre los dos extremos de la cónica.

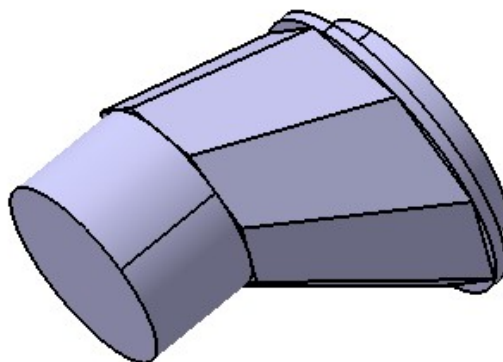


Figura 3.3.3.4

3.3.4 Service Module (SM)

El *Service Module*, también conocido como *Zvezda* (“Estrella” traducido del ruso) se trata de un componente de grandes dimensiones que fue la primera gran contribución rusa, incluyendo soporte vital, vivienda, distribución eléctrica, sistema de procesamiento de datos, sistema de control de vuelo, sistema de propulsión y comunicaciones. Pese a que alguno de sus sistemas se complementaban con equipos estadounidenses ya instalados, el *Service Module* es el centro estructural y funcional del segmento ruso de la ISS. Aunque su función inicial fue la de albergar tripulación, acabó siendo el primer laboratorio multifuncional de la ISS. [5]

Length	13.1 m (43 ft)
Diameter	4.2 m (13.5 ft)
Wingspan	29.7 m (97.5 ft)
Weight	24,604 kg (54,242 lb)
Launch date	July 12, 2000 Proton 1R
Attitude control	32 engines
Orbital maneuvering	2 engines

Tabla 3.3.4.1

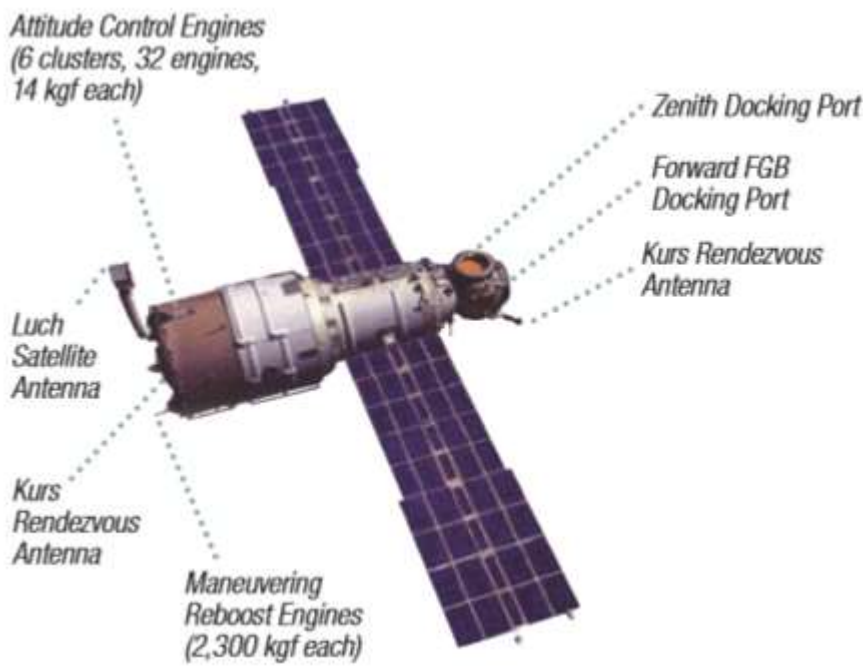


Figura 3.3.4.1

Plantea un diseño que evoca al FGB, con una zona de mayor diámetro que alberga el sistema de propulsión y actitud con un solo punto de anclaje y otra más estrecha acabada en una esfera sobre la que se disponen numerosos anclajes. Una vez más, se opta por una simetría de revolución en



este caso con pocas adiciones reseñables a excepción de las dos grandes placas fotovoltaicas que emergen de la región de menor diámetro. Pese a sus grandes dimensiones, su interior ha sido diseñado para que los equipos mantengan una clara vertical local, cuidando en todo momento la eficiencia y la comodidad de los cosmonautas al trabajar con los equipos.



Figura 3.3.4.2

En lo que se refiere al modelado (fig. 3.3.4.3), se ha seguido el mismo proceso que en otros componentes con simetría de revolución y anclajes. No se ha presentado ninguna dificultad más allá del fino modelado que requieren los paneles, obligando a trabajar a pequeña escala al modelarlos. Todas sus medidas se han tomado del ANEXO 1.4.

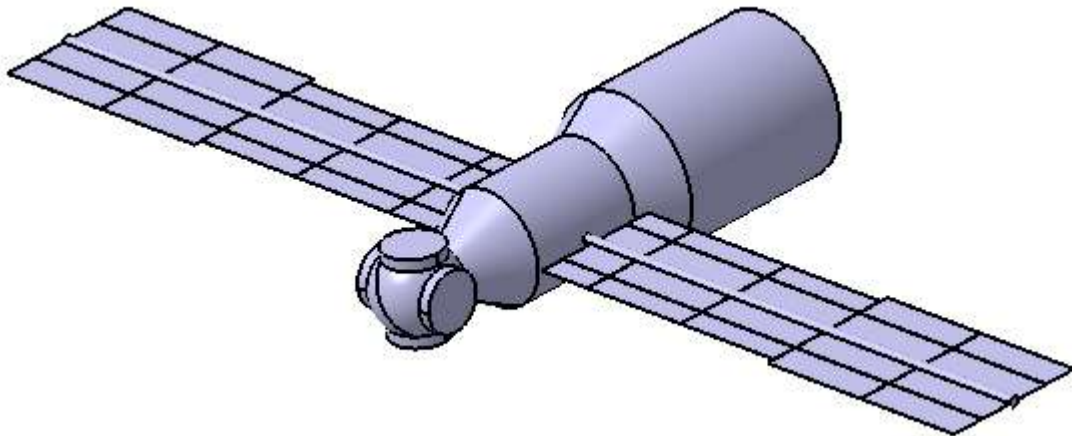


Figura 3.3.4.3

### 3.3.5 Zenith 1 (Z1) Truss

El *Z1 Truss* no se trata de un módulo, sino de un componente sobre el que se montan cuatro CMGs (*Control Moment Gyroscopes*) para controlar la actitud además de múltiples equipos de comunicaciones. Fue instalado sobre el *Node 1*. [5]



Figura 3.3.5.1

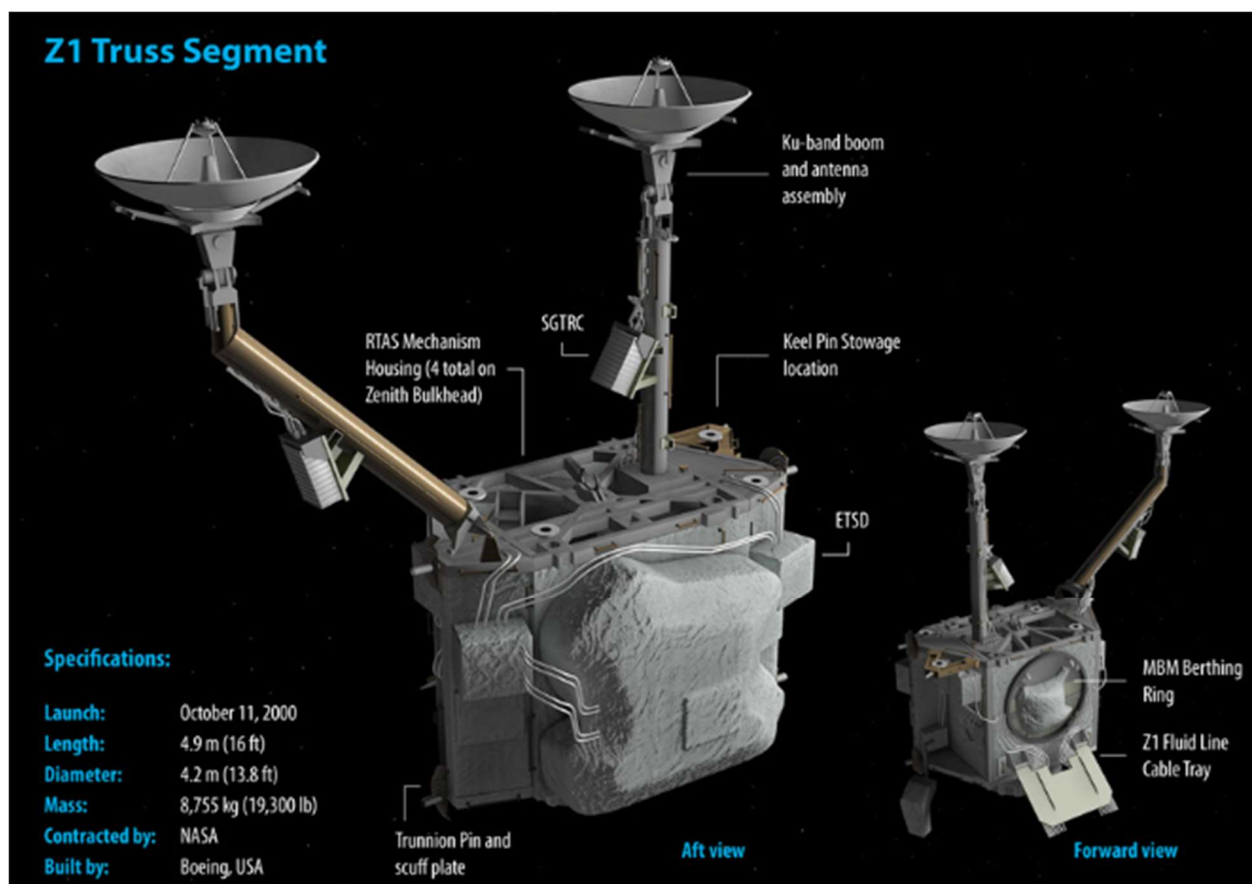


Figura 3.3.5.2

Con respecto a su diseño, consiste fundamentalmente en un prisma hueco cuyas caras están perforadas para minimizar peso y para permitir que el cableado pueda atravesar la cubierta y que los equipos que requieran estar en el exterior (como las antenas) puedan conectarse con la parte interior.

Para el modelado (fig. 3.3.5.3) se ha seguido el ANEXO 1.6, convirtiéndose en una de las piezas más costosas de reproducir por la falta de cotas aportadas por los planos. Pese a haberse mantenido sus dimensiones principales, las regiones laterales se han modelado observando imágenes de la pieza real mediante ingeniería inversa extrapolando medidas para representar con la mayor fidelidad posible la realidad.

Lo mismo ocurre con las zonas perforadas de la cubierta, que dada la falta de medidas se han calculado para que la pieza modelada conserve la apariencia de la original en el mayor grado que nos permiten los planos empleados. Con respecto a los equipos que se colocan en el componente, no han sido modelados ya que en este trabajo se pretende únicamente justificar el diseño estructural.

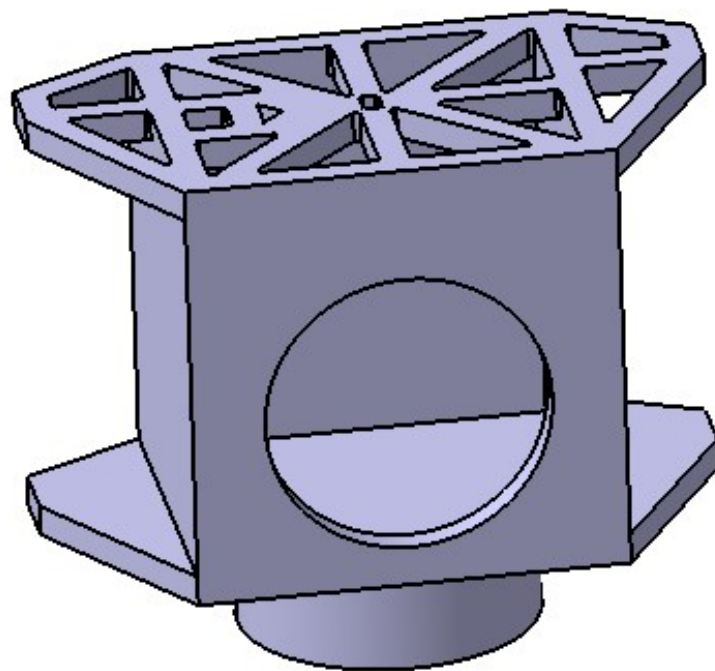


Figura 3.3.5.3

### 3.3.6 S 5/6-P 5/6 Truss

S5 y P5 son conectores de los elementos estructurales S6 y P6, respectivamente. En el montaje actual están situados a ambos lados de la estación, en los extremos de las regiones con distribuciones de paneles solares. Al ser idénticos y simétricos, en este apartado hablaremos de P5-P6.

El primero de estos cuatro componentes en ser ensamblado es P6 (fig. 3.3.6.1), que inicialmente se situó sobre Z1 Truss. Contiene un enorme *Solar Array Wing* (SAW) que se convirtió en la fuente principal de energía de la estación. Más adelante sería reubicado como se comentará en el apartado de ensamblaje. [9]

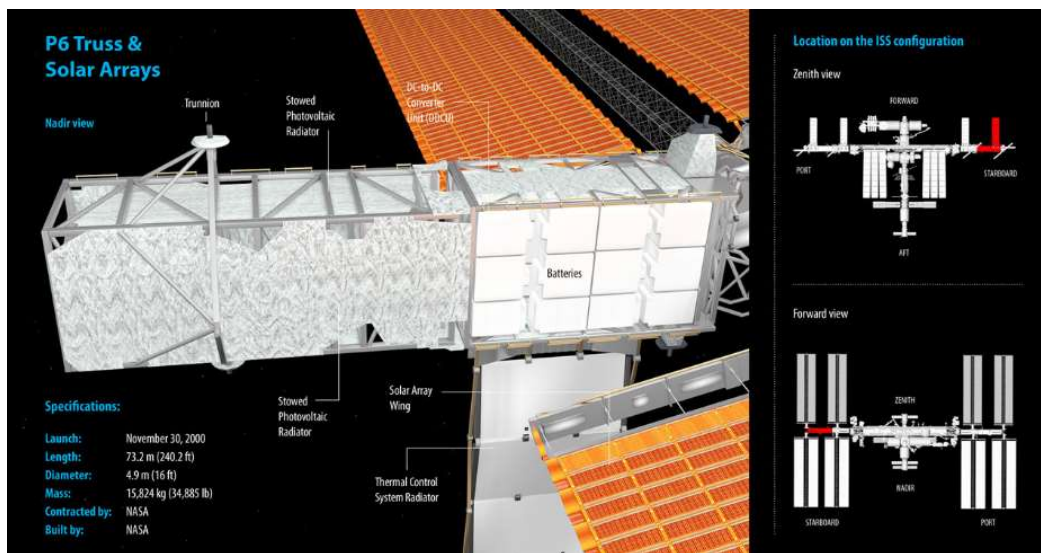


Figura 3.3.6.1

El otro componente por tratar es el P5 (fig. 3.3.6.2), que no es sino un punto de anclaje para P6.

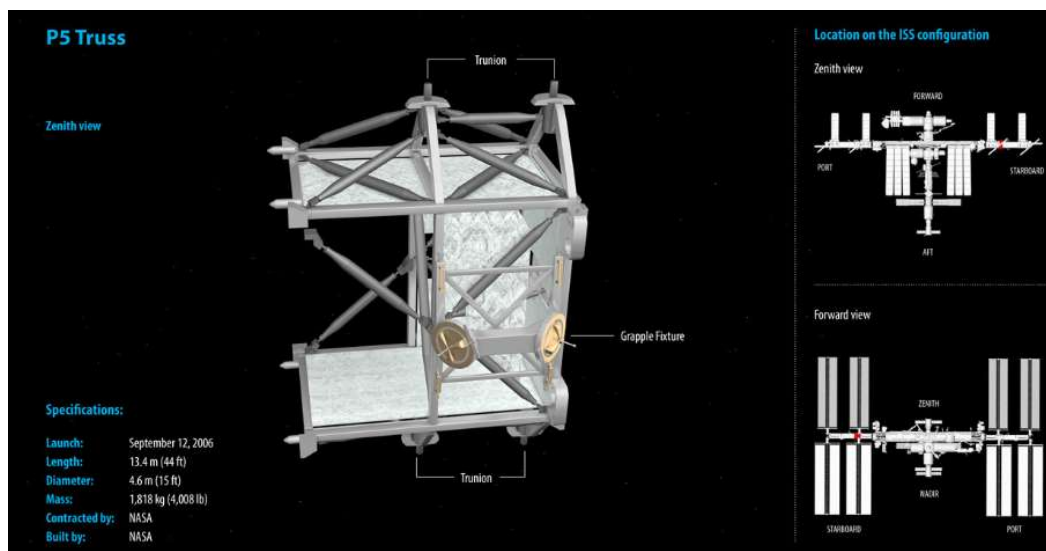


Figura 3.3.6.2

Su diseño es relativamente simple en líneas generales, ya que a grandes rasgos ambas piezas unidas pueden ser aproximadas a un prisma esbelto. Como se puede observar en las figuras de la página anterior, no son estructuras rellenas sino un entramado rígido de barras en triángulo. Cabe resaltar la necesidad de que esta pieza esté hueca por dentro para ubicar las baterías que recogen la energía generada sin dejar de mantener una geometría alargada que permita colocar más placas fotovoltaicas en paralelo sin interferir entre ellas.

Para su modelado (fig. 3.3.6.3) se han seguido los planos del ANEXO 1.10. Sin embargo, ante la evidente falta de cotas para detallar la dimensión y disposición de las barras, se ha optado por un modelado representativo de la pieza aproximándola a un prisma ya que un modelado de ese nivel de detalle escapa al objetivo de este trabajo, que es una justificación geométrica del diseño de la ISS.

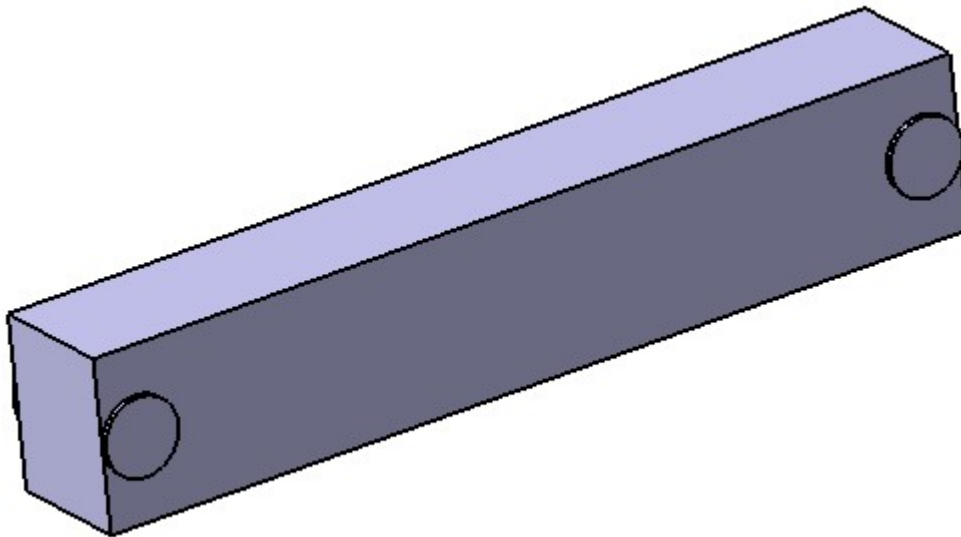


Figura 3.3.6.3

Esta pieza tiene ensamblado un radiador perteneciente al Sistema de Control Térmico, cuyo diseño y modelado serán estudiados más adelante en este apartado, junto con los arrays de placas solares.

### 3.3.7 U.S. Laboratory

Este módulo llamado *Destiny* es el laboratorio principal estadounidense para investigaciones con un amplio rango de experimentos y estudios que contribuyen a la salud, seguridad y calidad de vida de personas por todo el mundo. Sus condiciones únicas permiten a los científicos realizar estudios únicos que nos ayudan a entender más y a prepararnos para futuras misiones.

Length	8.5 m (28 ft)
Length with attached Common Berthing Mechanism (CBM)	9.2 m (30.2 ft)
Width	4.3 m diameter (14 ft)
Launch Mass	14,515 kg (32,000 lb)
Exterior	Aluminum, 3 cylindrical sections, 2 endcones
Number of racks	24 (13 scientific and 11 system)
Windows	1, with a diameter of 50.9 cm (20 in)
Launch date	February 7, 2001 STS-98 5A

Tabla 3.3.7.1

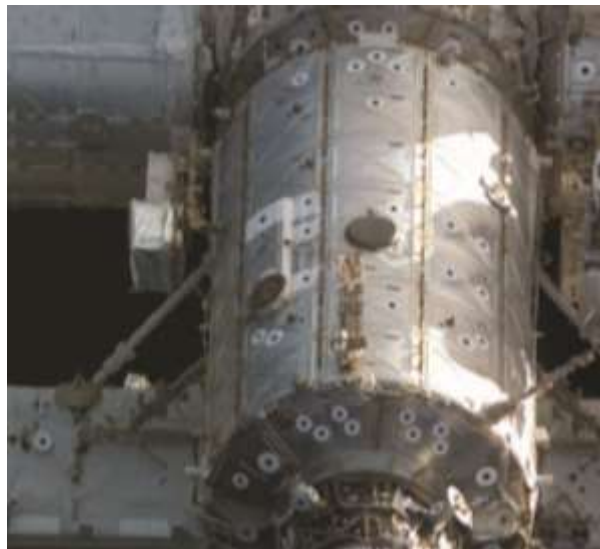


Figura 3.3.7.1



Con respecto a su diseño, junto al Node 1 goza de un diseño exterior muy simple, reduciéndose a un cilindro de 8.5 metros de largo con un punto de anclaje en cada extremo. Sin embargo, es el interior lo que llama la atención ya que una vez más podemos observar una distribución interna en rectángulo con 24 espacios para acomodación, para experimentación o para hardware.

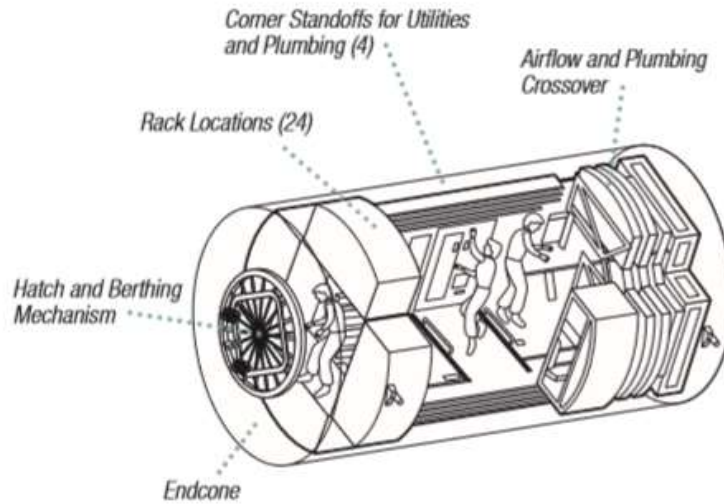


Figura 3.3.7.2

Para el modelado (fig. 3.3.7.3) se han seguido los planos del ANEXO 1.3. Ha sido una recreación sencilla que no ha planteado dificultades.

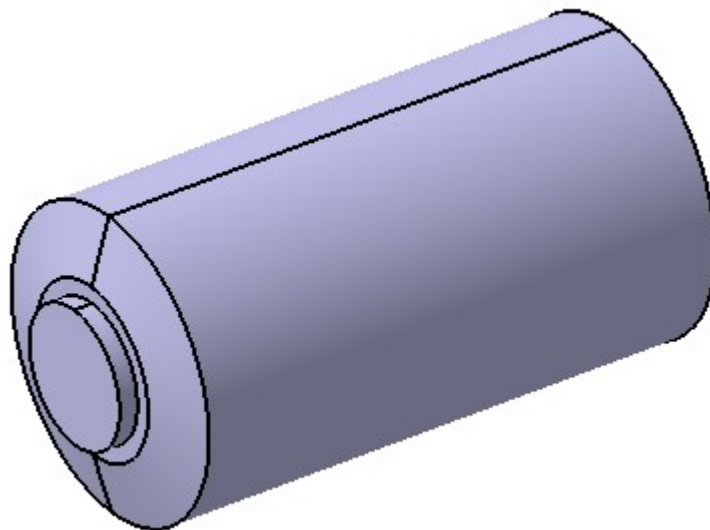


Figura 3.3.7.3

3.3.8 Space Station Remote Manipulator System (SSRMS)

Forma parte del *Mobile Servicing System* (MSS) junto con el *Special Purpose Dexterous Manipulator* (SPDM) y la *Mobile Base System* (MBS). El MSS es un complejo sistema robótico que posee un rol crítico en el ensamblaje, mantenimiento y reabastecimiento de la Estación Espacial. Concretamente, el SSRMS (o *Canadarm 2*) es un brazo robótico de 17.6 metros de largo que ha ensamblado la ISS módulo a módulo. Sus funciones habituales consisten en mover suministros, equipo e incluso astronautas.

Length/ height	17.6 m (57 ft)
Maximum diameter	.36 m (1.2 ft)
Dimensions	
Mass	1,497 kg (3,300 lb)
Degrees of freedom	7

Tabla 3.3.8.1



Figura 3.3.8.1



Su diseño está orientado a la funcionalidad, con dos complejas articulaciones en ambos extremos del brazo que permiten rotaciones alrededor de los tres ejes cartesianos y una articulación central, con un total de siete grados de libertad que permiten infinidad de desplazamientos para cumplir sus funciones con eficiencia.

Se ha modelado (fig. 3.3.8.3) siguiendo los planos del ANEXO 1.10. Esta pieza, pese a presentar geometrías cilíndricas sencillas, las extrusiones se realizan en direcciones no paralelas a los ejes cartesianos y a diferentes alturas, dificultando el uso de herramientas de geometría para agilizar el trabajo de modelado. Se ha usado la herramienta *Product* para poder representar esta simetría invertida con respecto a la articulación central.

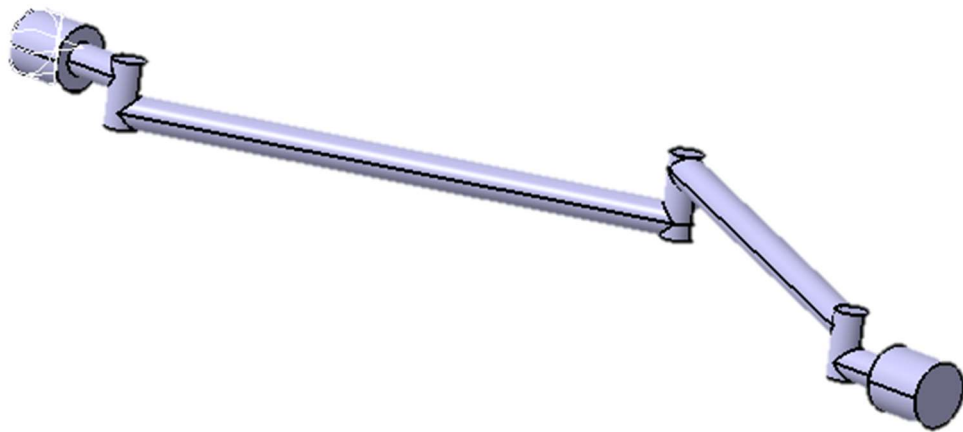


Figura 3.3.8.2

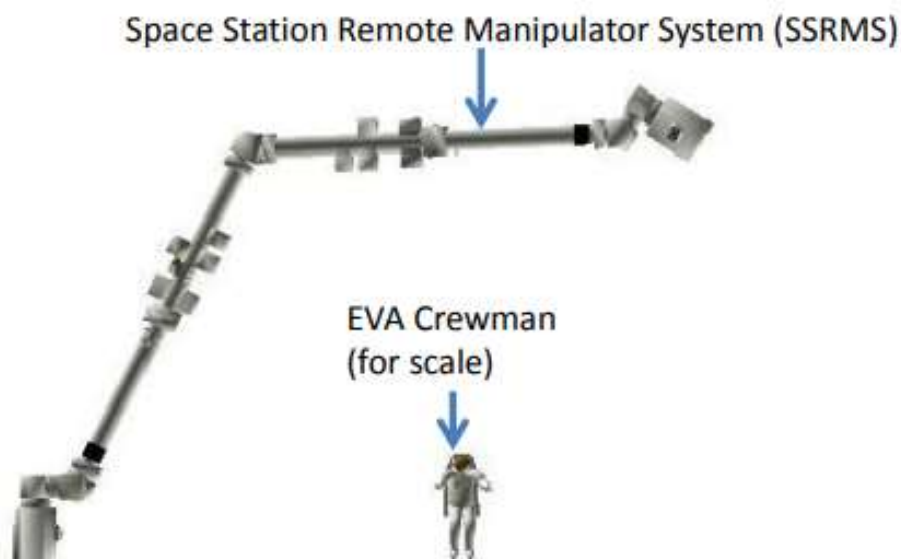


Figura 3.3.8.3

### 3.3.9 Joint Quest Airlock

El *Airlock* se trata de un módulo presurizado de la Estación Espacial que consiste en dos compartimentos ensamblados mediante la unión completa de un mamparo y una escotilla. Los dos compartimentos son: la cámara de equipamiento, con espacio y sistemas para el mantenimiento de los trajes espaciales; y la cámara de tripulación, con una salida para realizar los EVAs (ExtraVehicular Activity). Este módulo es el lugar principal para realizar paseos espaciales ya sea con los EMUs (Extravehicular Mobility Units) estadounidenses o con los trajes rusos Orlan.

Length	5.5 m (18 ft)
Width	4.0 m (13.1 ft)
Mass	9,923 kg (21,877 lb)
Launch date	July 12, 2001 STS-104 7A

Tabla 3.3.9.1



Figura 3.3.9.1

Su diseño se basa en una simetría de revolución con una clara diferenciación entre ambos compartimentos. El tamaño de la cámara del equipo está adaptado para albergar hasta once componentes ensamblados radialmente (principalmente tanques de nitrógeno y oxígeno). Su distribución permite que no exista ninguna interferencia con la zona de salida de los paseos espaciales.

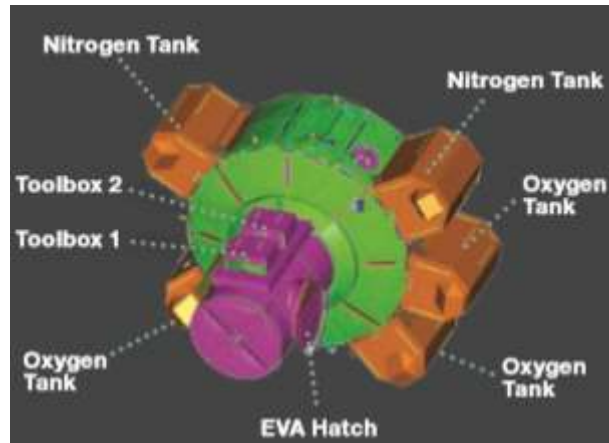


Figura 3.3.9.2

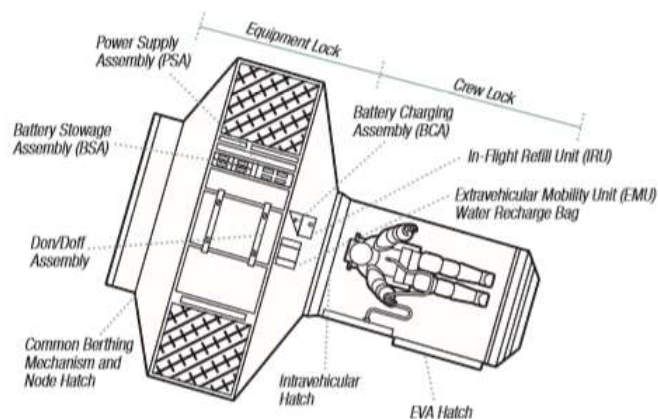


Figura 3.3.9.3

Para su recreación en la herramienta de diseño (fig. 3.3.9.4) se han usado los planos del ANEXO 1.1. Se ha tratado de un modelado no muy complejo donde cabe destacar que se ha eliminado del modelo un compartimento situado en la cámara de la tripulación, ya que no fue instalado en la ISS (fig. 3.3.8.3). Otro aspecto que resaltar es que, dadas las medidas proporcionadas por los planos, los compartimentos radiales no se unen en el casco del módulo sino un poco antes. Debe reducirse su anchura para afinar el modelo.

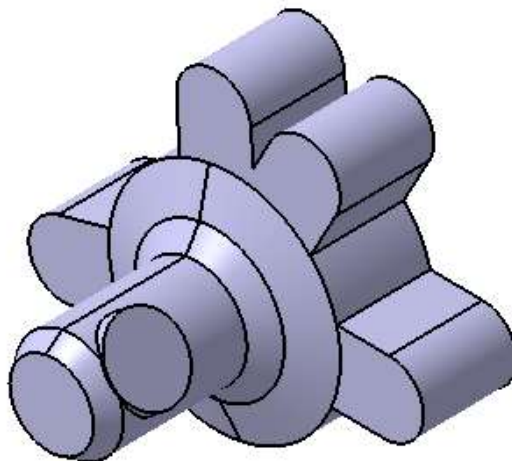


Figura 3.3.9.4

### 3.3.10 Russian Docking Compartment (DC)

También conocido como *Pirs* (*Pier*), funciona como muelle en el segmento ruso de la ISS. Su nadir proporciona un punto de ensamblaje para los vehículos *Soyuz* y *Progress*. Además, está capacitado para la realización de EVAs usando los trajes espaciales *Orlan* con equipo para la restauración de estos si fuera necesario. [5]

Length	4.9 m (16 ft)
Maximum diameter	2.55 m (8.4 ft)
Mass	3,838 kg (8,461 lb)
Volume	13 m <sup>3</sup> (459 ft <sup>3</sup> )
Launch date	September 15, 2001 Progress M 4R

Tabla 3.3.10.1

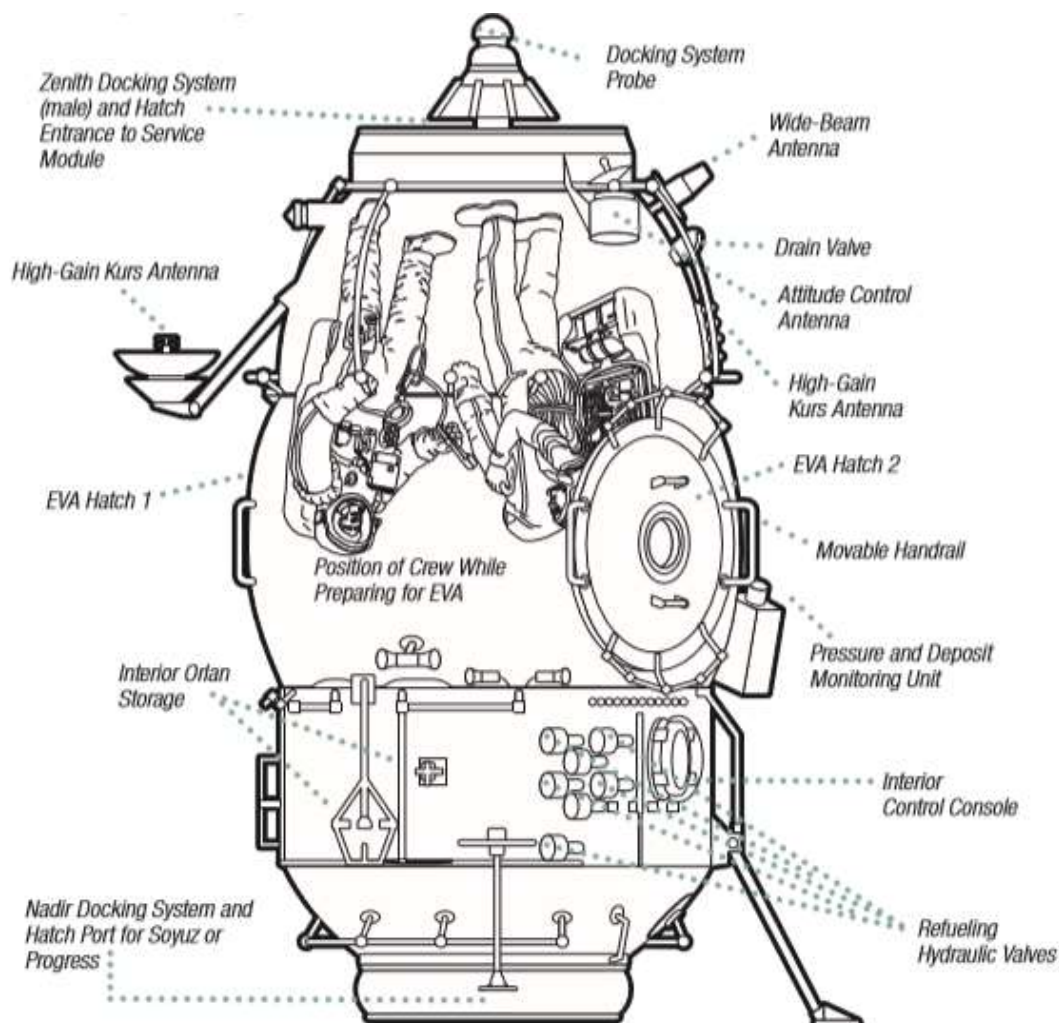


Figura 3.3.10.1

Su diseño es ligeramente distinto a los módulos estadounidenses. Sin dejar de mantener simetría, el casco tiene secciones de distintos diámetros con paredes curvadas. Una de las razones por la que se ha podido buscar esto es para aumentar todo lo posible el volumen habitable, ya que va a tratarse de un módulo multifunción que debe proporcionar espacio suficiente para el equipamiento de los trajes Orlan y el transporte de equipo y tripulación al ensamblarse un vehículo.



Figura 3.3.10.2

Se ha modelado (fig. 3.3.10.3) siguiendo los planos del ANEXO 1.1. No se trata de una pieza complicada ya que carece de componentes que requieran planos auxiliares o extrusiones complejas. Cabe destacar la ausencia de las escotillas de salida en los planos a diferencia del U.S. Airlock, simplificando la pieza excesivamente.

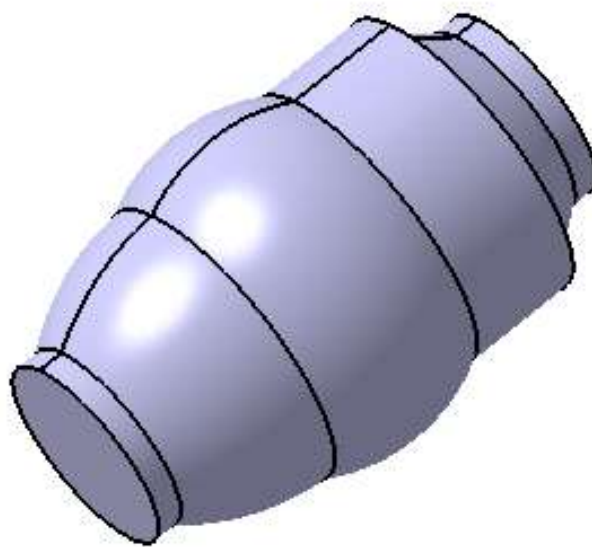


Figura 3.3.10.3



### 3.3.11 Starboard Zero (S0)

EL *S0 Truss* conforma la espina dorsal de la Estación Espacial. Colocado sobre el laboratorio *Destiny*, es usado para enviar potencia a los módulos presurizados y para expulsar el calor a través de los *S1-P1 Truss*. No está acoplado como el resto de módulos sino ensamblado mediante cuatro puntos de unión o struts llamados *Module to Truss Structures (MTS)*. [9]

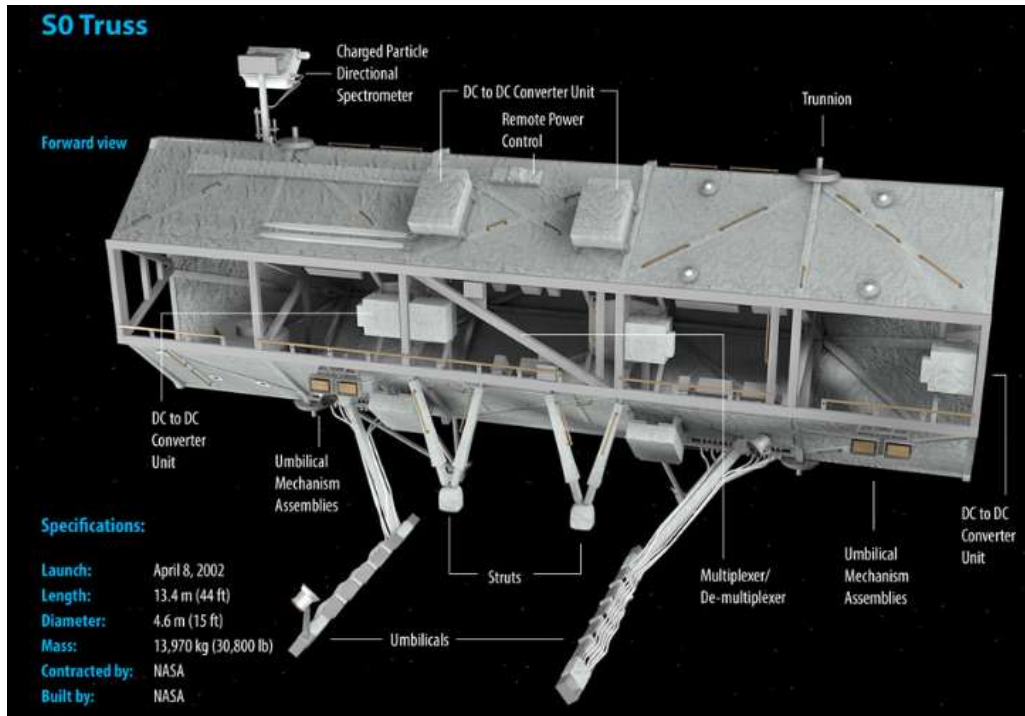


Figure 3.3.11.1

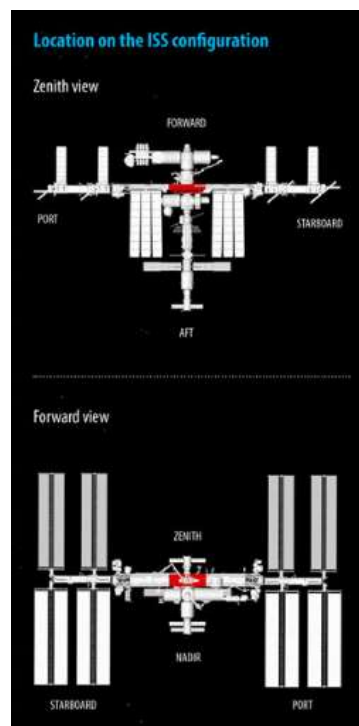


Figura 3.3.11.2

Al igual que con los otros componentes estructurales, su diseño prioriza la minimización del peso sin dejar de ser un elemento rígido. Su interior tiene espacio suficiente para que los cruce el cableado eléctrico y los equipos de transmisión de calor. En su zona interior tiene un sistema de acoplamiento que ensambla el bloque de potencia con los módulos presurizados.

Se ha modelado usando los planos del ANEXO 1.11. Al igual que con otros elementos estructurales, la recreación se ha simplificado a una pieza de caras planas dada la ausencia de cotas que especifiquen las dimensiones del entramado de barras que la conforman. Es reseñable que los planos en sí mismos no tienen cotas suficientes para representar la pieza, concretamente su altura, por lo que se han utilizado medidas de las piezas ensambladas a sus lados siguiendo la hipótesis de que tienen el mismo tamaño para facilitar el acoplamiento. Los cuatro *struts* han sido representados como una sección cóncava que encaja sobre el módulo *Destiny*, cuando la realidad, como puede verse en fig. 3.3.11.1, es más compleja.

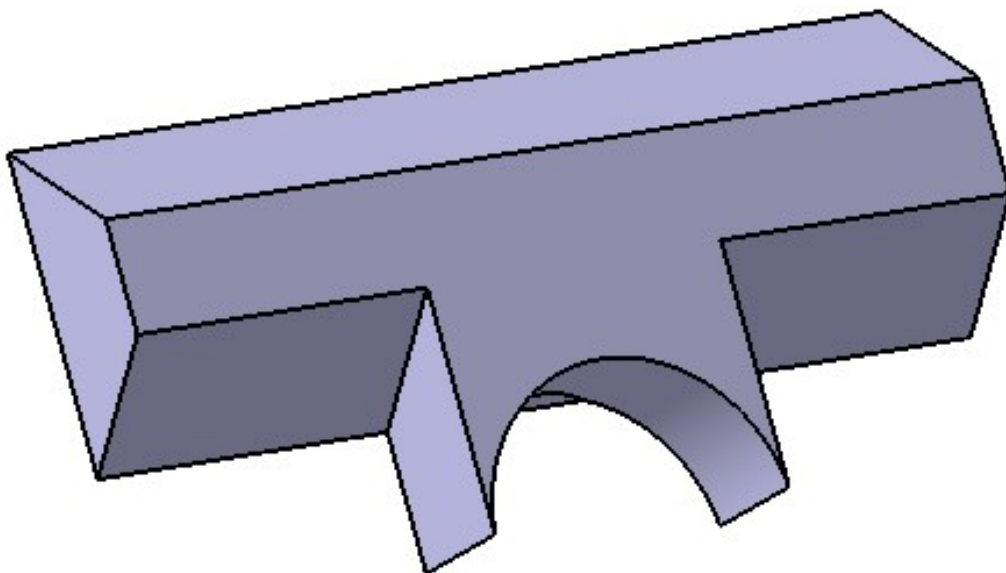


Figura 3.3.11.3

### 3.3.12 Mobile Base System (MBS)

Forma parte del MSS junto con el SSRMS y el SPDM. Proporciona la posibilidad de tener una plataforma de trabajo móvil y un compartimento de equipo durante los paseos espaciales. Con cuatro puntos de unión, puede servir como base para el *Canadarm 2* y para el SPDM simultáneamente. [5]

Dimensions	5.7 × 4.5 × 2.9 m (18.5 × 14.6 × 9.4 ft)
Mass	1,450 kg (3,196 lb)

Tabla 3.3.12.1



Figura 3.3.12.1

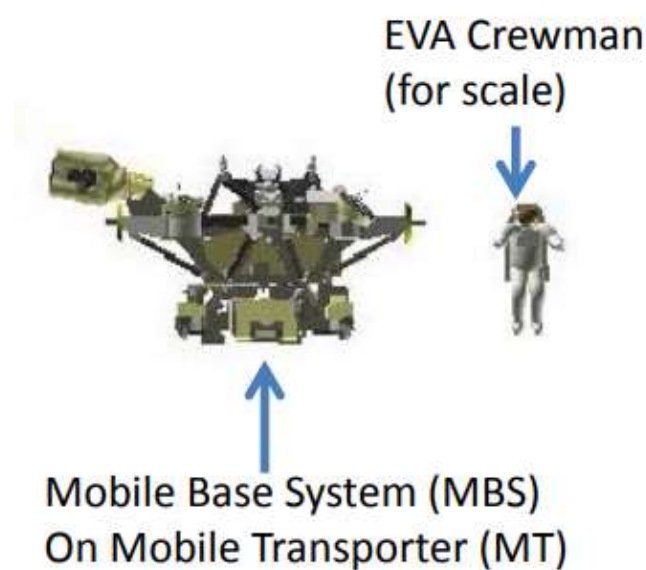


Figura 3.3.12.2



Sus especificaciones de diseño son bastante distintas a las del resto de componentes estudiados en este trabajo. Lejos de centrarse en el tamaño y forma, este elemento ha sido diseñado con dos factores principales en mente: funcionalidad y resistencia. Esto quiere decir que al tratarse de una plataforma de trabajo era prioritario capacitarla para ser móvil y para albergar en ella el mayor número de equipos de apoyo posibles, por lo que tener cuatro puntos de anclaje separados entre sí en su zona superior es vital para un uso eficiente.

Por otro lado, su estructura hueca está compuesta por barras gruesas, incluso llega a haber barras de refuerzo en zonas críticas (fig. 3.3.12.1). La importancia de esto tiene su origen en los elementos que se colocan sobre la plataforma, como el brazo *Canadarm 2*, con unos 1500kg de peso, siendo necesaria una estructura resistente que aguante los momentos generados por su movimiento.

Se ha modelado a partir de los planos del ANEXO 1.9. Cabe destacar que las únicas dificultades se han encontrado al modelar las caras que unen la zona inferior con la superior. Para ello ha sido necesario usar la herramienta *multi-sections solid*, especificando como guías rectas trazadas entre los vértices de cada cara para conformar la figura deseada (fig. 3.3.12.3).

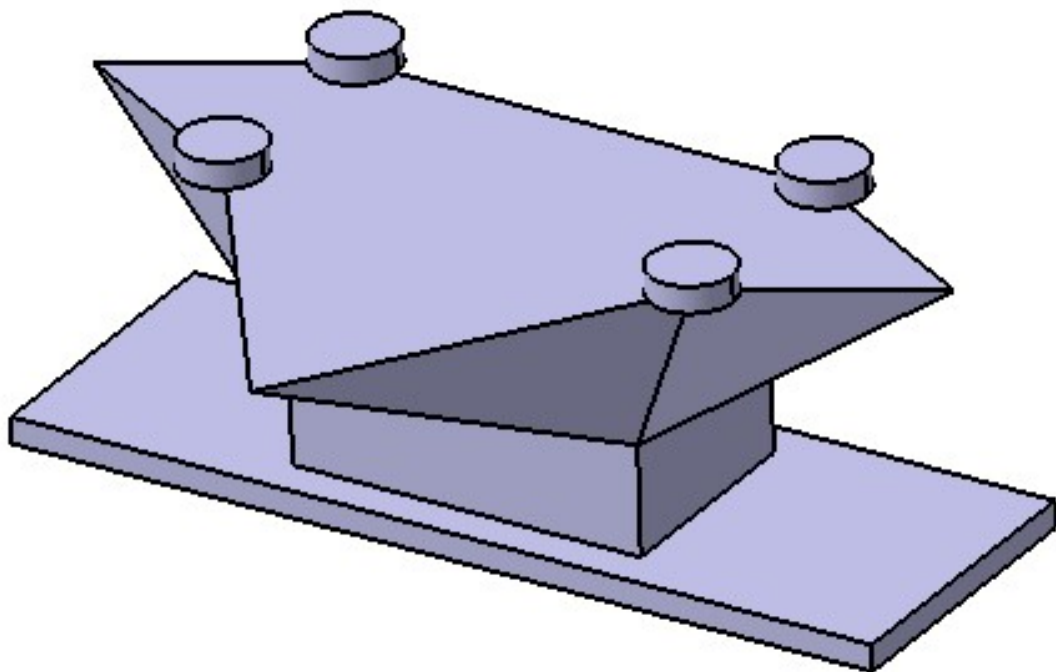


Figura 3.3.12.3

### 3.3.13 S1-P1 Truss

Unidos al *Starboard Zero*, tienen carros para transportar al *Canadarm 2* y astronautas a diferentes lugares de trabajo a lo largo de la Estación Espacial. A través de cada uno fluyen 290kg de amoniaco anhidro que son conducidos por tres radiadores que expulsan calor, cuyo modelado será tratado más adelante en el documento. [5] [9]

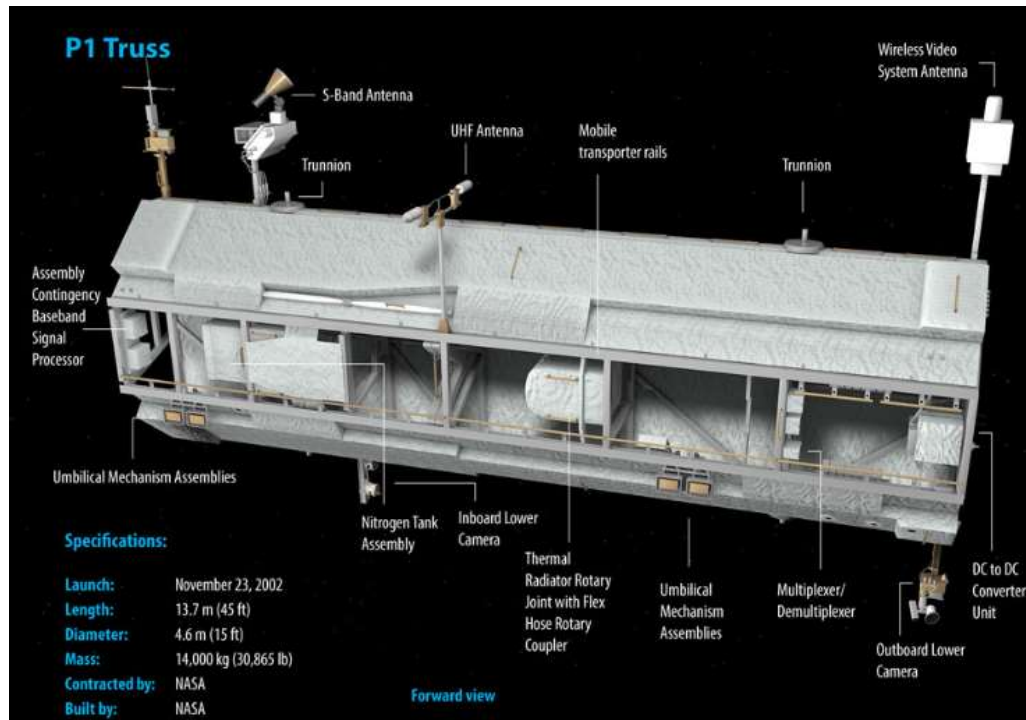


Figura 3.3.13.1

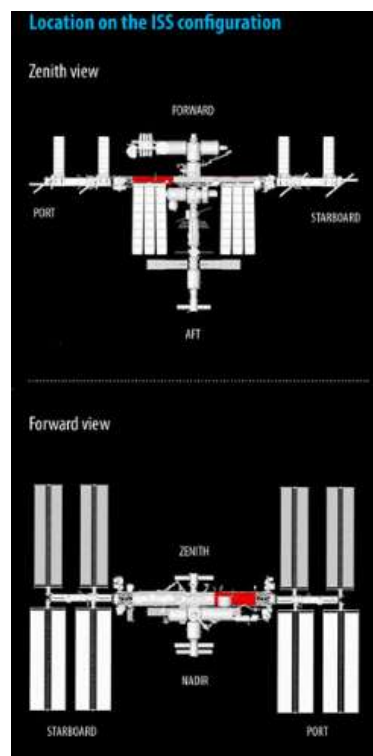


Figura 3.3.13.2

Al igual que los otros elementos estructurales, su interior está hueco para contener los equipos necesarios para el intercambiador de calor y para que el cableado procedente de las baterías de S6 y P6 pueda llegar al S0. Está formado por un entramado de barras rígidas con un recubrimiento protector.

Para su recreación (fig. 3.3.13.3), siguiendo el ANEXO 1.11, se ha realizado una vez más una simplificación modelando su superficie plana ante la ausencia de cotas que concreten las dimensiones de las barras interiores. Sus medidas han servido como referencia para modelar el S0.

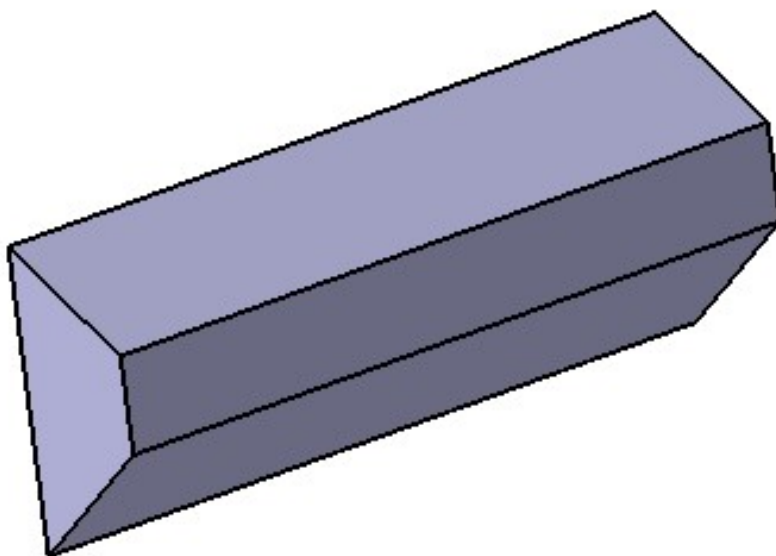


Figura 3.3.13.3

### 3.3.14 S 3/4-P 3/4 Truss

El ensamblaje P3/4 fue instalado junto al segmento P1. Los segmentos P3 y P4 contienen un par de paneles solares, un radiador y una articulación rotatoria que orienta las placas y une ambos componentes. El ensamblaje S3/4 (simétrico al P) fue instalado algo más tarde. Las funciones principales de estos componentes es la de proporcionar potencia a la estación y al Unpressurized Cargo Carrier Attach System (UCCAS) instalado sobre estos, orientar los paneles en la dirección del Sol y espacio para desplazar el Mobile Transporter. [9]

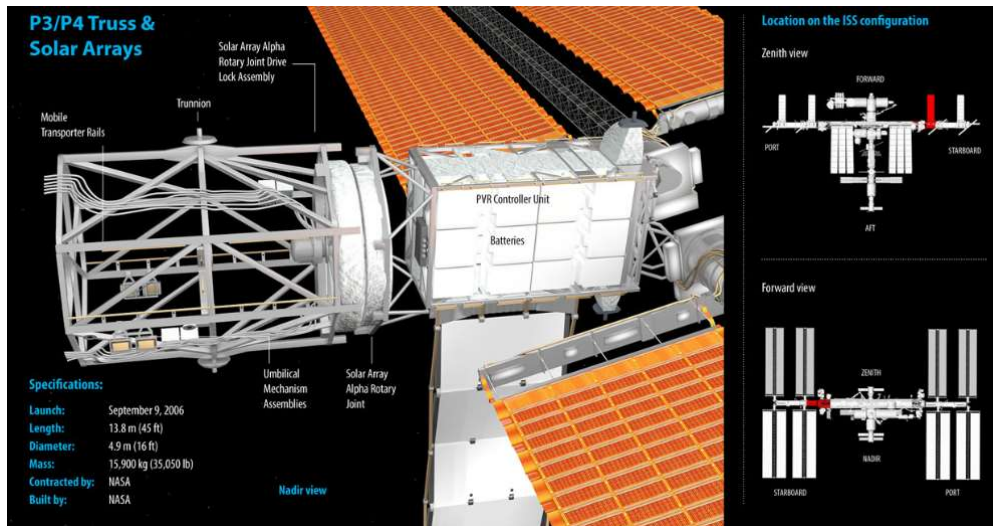


Figura 3.3.14.1

La estructura del P3 (la zona más ancha) está formada por una estructura hexagonal de aluminio con cuatro mamparas y seis largueros. Sigue las mismas especificaciones de diseño que otras piezas estructurales.

Su modelado (fig. 3.3.14.2) se ha realizado con los planos del ANEXO 1.11. No ha planteado dificultades al simplificar la pieza por razones similares a otros elementos del tipo *truss*.

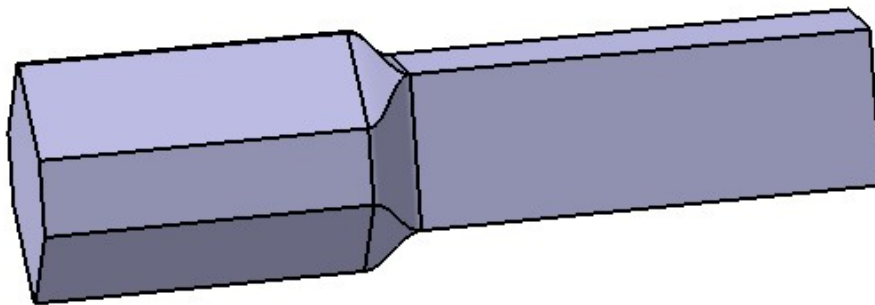


Figura 3.3.14.2

### 3.3.15 Node 2: Harmony

Como su propio nombre indica, es el segundo nodo estadounidense en la ISS y al igual que el primero tiene seis puntos de anclaje, dos longitudinales y cuatro radiales en ejes perpendiculares. Conecta el Destiny, el laboratorio japonés Kibo, el módulo europeo Columbus y un PMA para vehículos visitantes.

Length	6.7 m (22 ft)
Width (diameter)	4.3 m (14 ft)
Mass	14,787 kg (32,599 lb)
Exterior	Aluminum cylindrical sections, 2 endcones
Number of racks	8
Launch date	October 23, 2007 STS-120 10A

Tabla 3.3.15.1

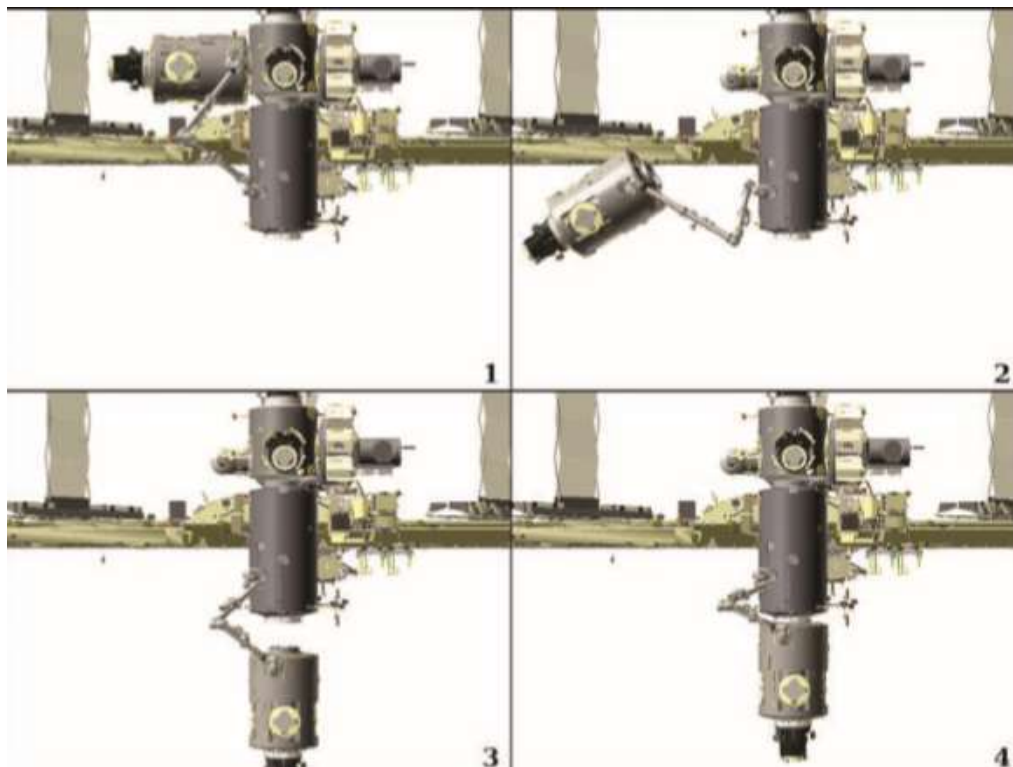


Figura 3.3.15.2

Con respecto a su diseño y modelado, es prácticamente idéntico al Node 1:Unity, descrito en el apartado 3.3.2. Por lo tanto, todo lo allí explicado es extrapolable a este componente, salvo por el hecho de que la longitud del nodo Harmony es 1.2 metros mayor, teniendo una longitud total de 6.7m.

### 3.3.16 ESA Columbus Module

La mayor contribución de la ESA (European Space Agency) a la ISS es este módulo laboratorio multifuncional presurizado ensamblado permanentemente al nodo Harmony. Su flexibilidad permite a los científicos en tierra, con ayuda de la tripulación a bordo, llevar a cabo miles de experimentos de diferentes ramas de la ciencia. Como novedad, gracias a cuatro plataformas adaptadas se pueden realizar experimentos fuera del módulo, en el vacío del espacio. [5]

Length	6.9 m (22.6 ft)
Diameter	4.5 m (14.7 ft)
Launch Mass	10,300 kg (22,700 lb)
Launch date	February 7, 2008 STS-122 1E
Racks	10 International Standard Payload Racks (ISPRs)

Tabla 3.3.16.1



Figura 3.3.16.1

En el exterior su diseño es tan simple como el del módulo estadounidense Destiny, con simetría de revolución cilíndrica. Destaca su compartimento fuera del módulo para almacenar carga, orientado al exterior sin interferir con otros componentes.



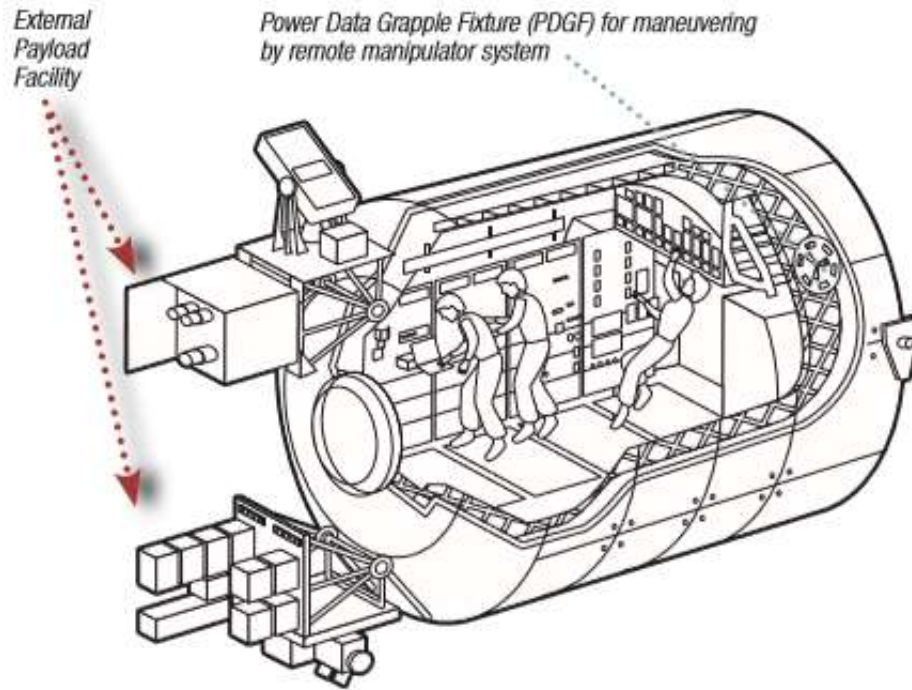


Figura 3.3.16.2

Con respecto a su interior, sigue la ya mencionada distribución en rectángulo, dando lugar a numerosos micro laboratorios distribuidos por todo el módulo. Su recreación (fig. 3.3.16.3), siguiendo el ANEXO 1.1, no ha presentado dificultades.

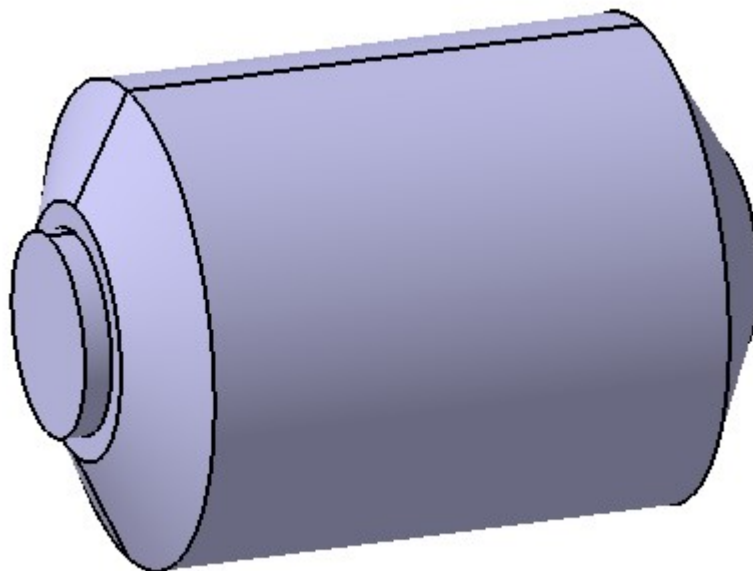


Figura 3.3.16.3

### 3.3.17 Japanese Experiment Module Experiment Logistics Module (JEM ELM)

Junto con el modulo presurizado, el modulo expuesto y el sistema de manipulación forma parte del laboratorio japonés Kibo (“Esperanza”, traducido del japonés). Se trata de la primera contribución de la JAXA (Japanese Aerospace Exploration Agency) al programa de la Estación Espacial Internacional. Realiza numerosos experimentos en órbita gracias a los datos proporcionados por el segmento estadounidense de la ISS.

<b>Diameter</b>	4.4 m (14.4 ft)
<b>Length</b>	4.2 m (13.9ft)
<b>Launch Mass</b>	4,200 kg (9,260 lb)
<b>Launch date</b>	March 11, 2008 STS-123 1J/A

Tabla 3.3.17.1

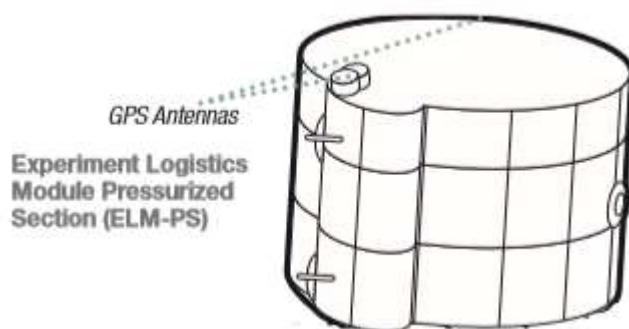


Figura 3.3.17.1



Figura 3.3.17.2

Se ha modelado (fig. 3.3.17.3) usando los planos del ANEXO 1.3. No ha presentado dificultades, en los planos aparece una región de la zona superior cortada, para la que se ha usado la herramienta *pocket*.

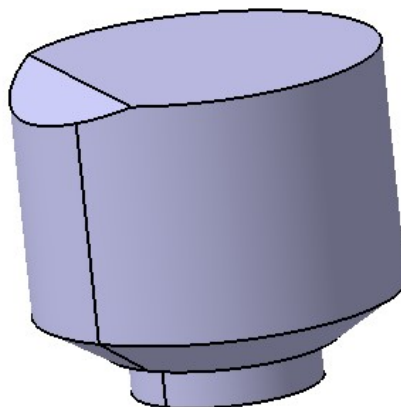


Figura 3.3.17.3



### 3.3.18 Japanese Experiment Module Pressurized Module (JEM-PM)

Conforma el núcleo que une todos los elementos del Kibo.

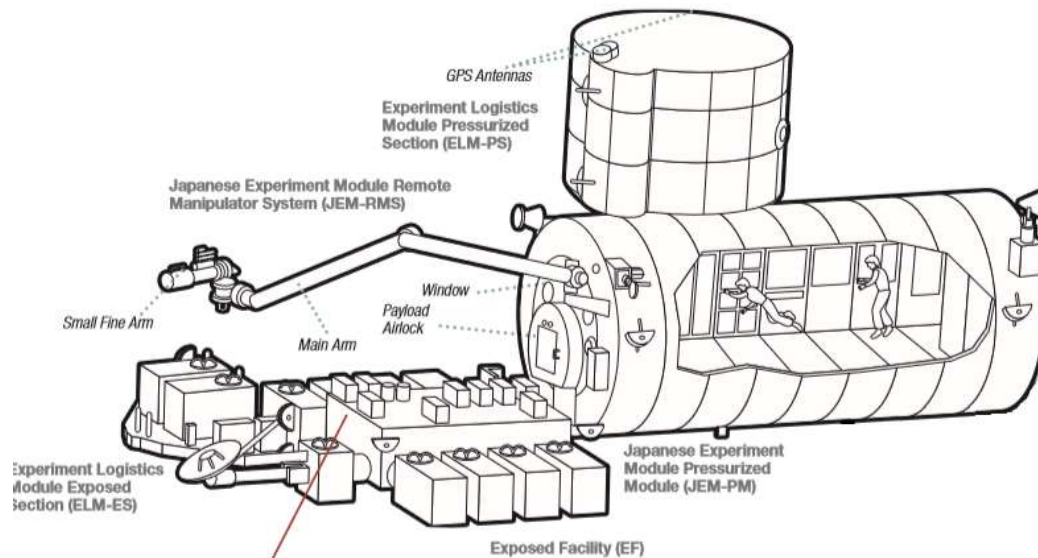


Figura 3.3.18.1

El diseño del módulo presurizado (fig. 3.3.18.1, derecha) es similar al de los laboratorios Columbus y Destiny, optando por una geometría cilíndrica alargada y espaciosa. Se diferencia de otros módulos tener una compuerta descentrada con respecto al eje de simetría de la pieza, adaptada para trabajar con la Exposed Facility.

Su modelado (fig. 3.3.18.2) no ha presentado dificultades, realizándose a partir del ANEXO 1.3.

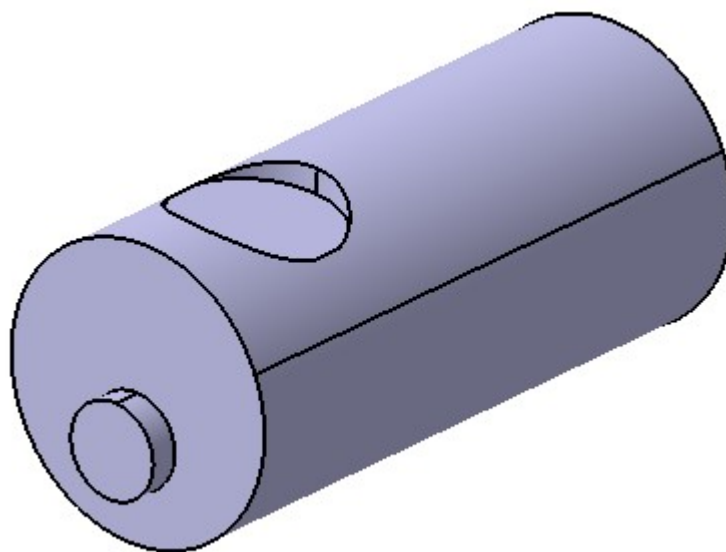


Figura 3.3.18.2

### 3.3.19 Japanese Experiment Module Exposed Facility

Forma parte del *Kibo*. Se trata de un componente expuesto al vacío del espacio diseñado para proporcionar electricidad, comunicaciones, calor y otros servicios al equipamiento colocado en el exterior. Se compone de subsistemas térmicos, eléctricos, estructurales y de comunicaciones. [14]

<b>Dimensions</b>	<b>5.6 × 5 × 4 m (18.4 × 16.4 × 13.1 ft)</b>
<b>Launch Mass</b>	<b>4,100 kg (9,038 lb)</b>
<b>Launch date</b>	<b>July 15, 2009 STS-127 2J/A</b>

Tabla 3.3.19.1

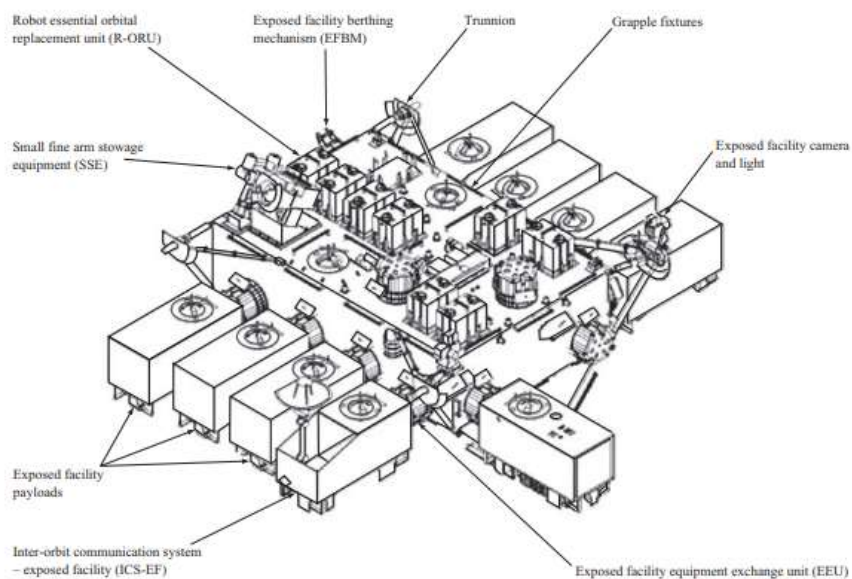


Figura 3.3.19.1

Al no ser un componente presurizado, su diseño está centrado en los equipos que almacena con un reparto eficiente del espacio. Se compone de una plataforma principal (fig. 3.3.19.1) y de una auxiliar sobre la que también se montan equipos. Ambas han sido modeladas según los planos del ANEXO 1.9, aproximando su simetría a sus dimensiones principales (fig. 3.3.19.2).

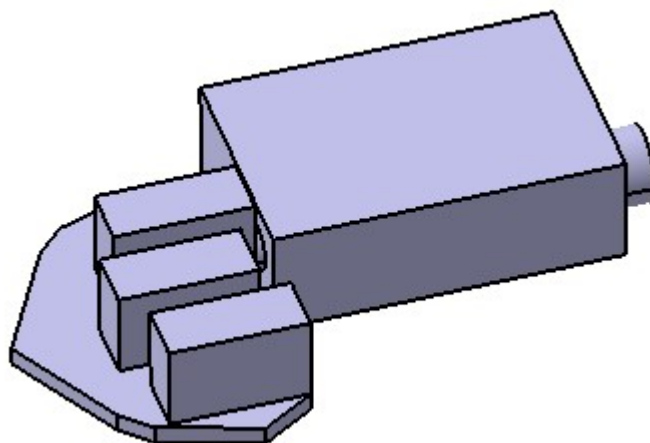


Figura 3.3.19.2

3.3.20 Japanese Experiment Module Remote Manipulator System

Este componente es muy similar al *Canadarm 2* ya que ha sido diseñado con objetivos similares, permaneciendo ensamblado al *Kibo* para operar sobre la *Exposed Facility*.

Main Arm length	10 m (32.9 ft)
Small Fine Arm length	2.2 m (7.3 ft)

Tabla 3.3.20.1

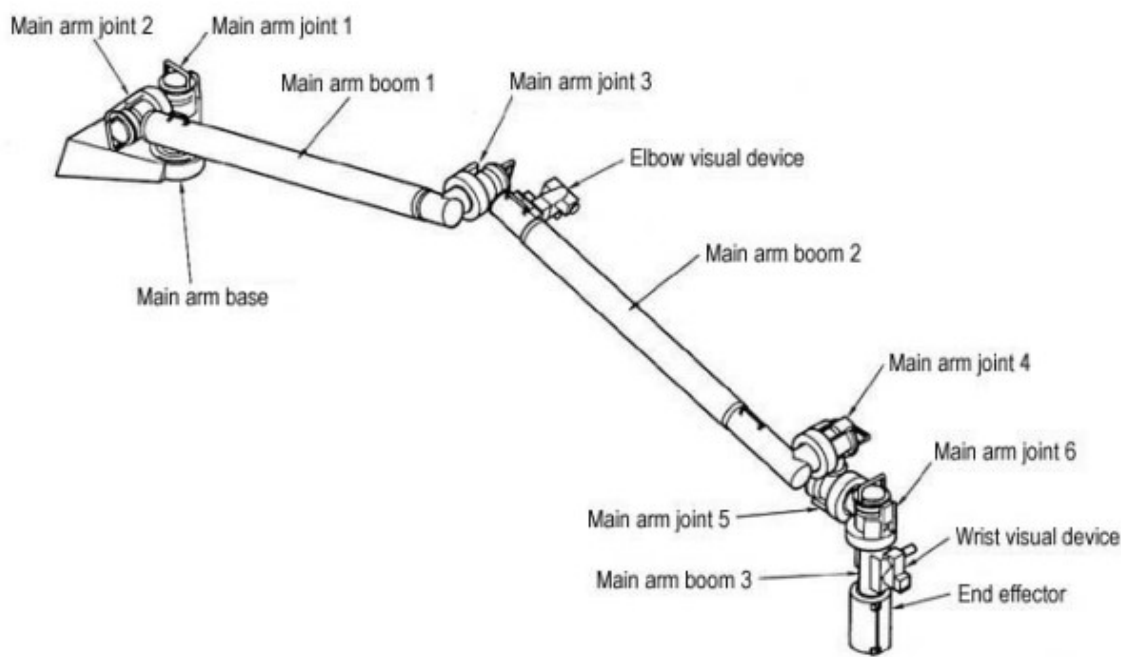


Figura 3.3.20.1

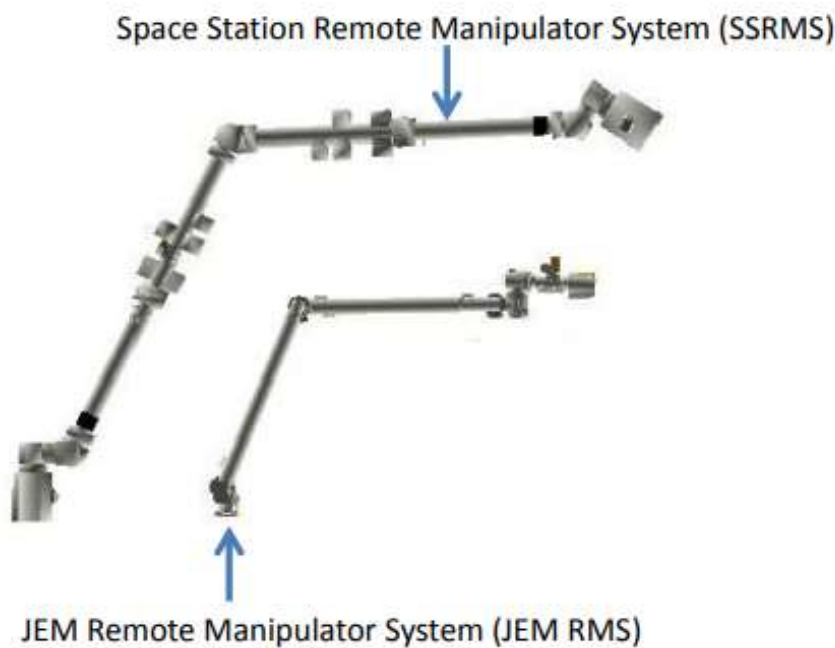


Figura 3.3.20.2

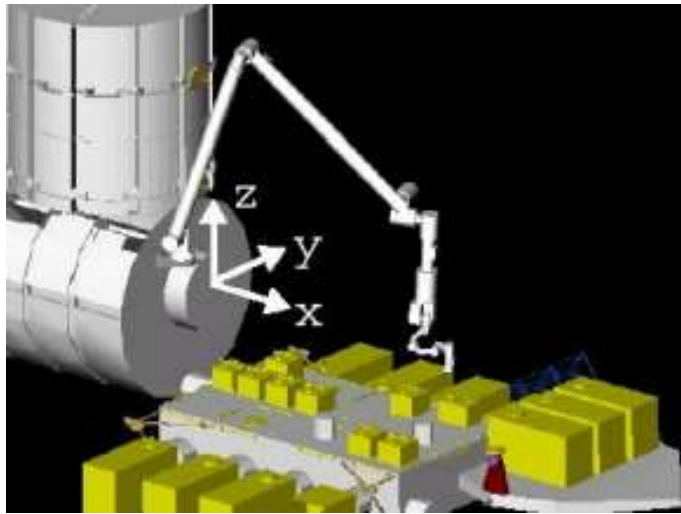


Figura 3.3.20.3

Su diseño, al igual que en el caso del SSRMS, cumple una función estructural y funcional. Sin embargo, tiene menor tamaño que el otro brazo robótico de la estación ya que el japonés no está pensado para ensamblar módulos sino para trabajar con carga exterior.

Se ha modelado (fig. 3.3.20.4) con los planos del ANEXO 1.10, donde la única dificultad ha consistido en emplear planos auxiliares para las diferentes secciones de la pieza.

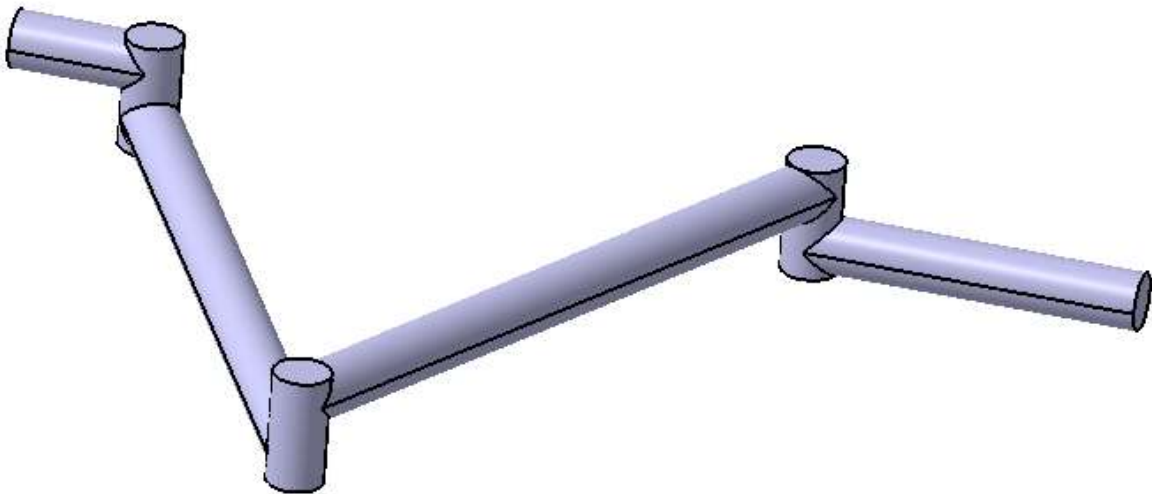


Figura 3.3.20.4

### 3.3.21 Cupola

Es un módulo pequeño diseñado para la observación de operaciones fuera de la Estación Espacial como la actividad de los robots, el acercamiento de vehículos y EVAs. Construido en Europa, proporciona una vista espectacular de la Tierra y otros objetos celestes. Contiene la estación de trabajo que manipula el *Canadarm 2*.

Height	1.5 m (4.7 ft)
Diameter	3 m (9.8 ft)
Mass	1,880 kg (4,136 lb)
Capacity	2 crewmembers with portable workstation
Launch date	February 8, 2010 STS-130 20A

Tabla 3.3.21.1

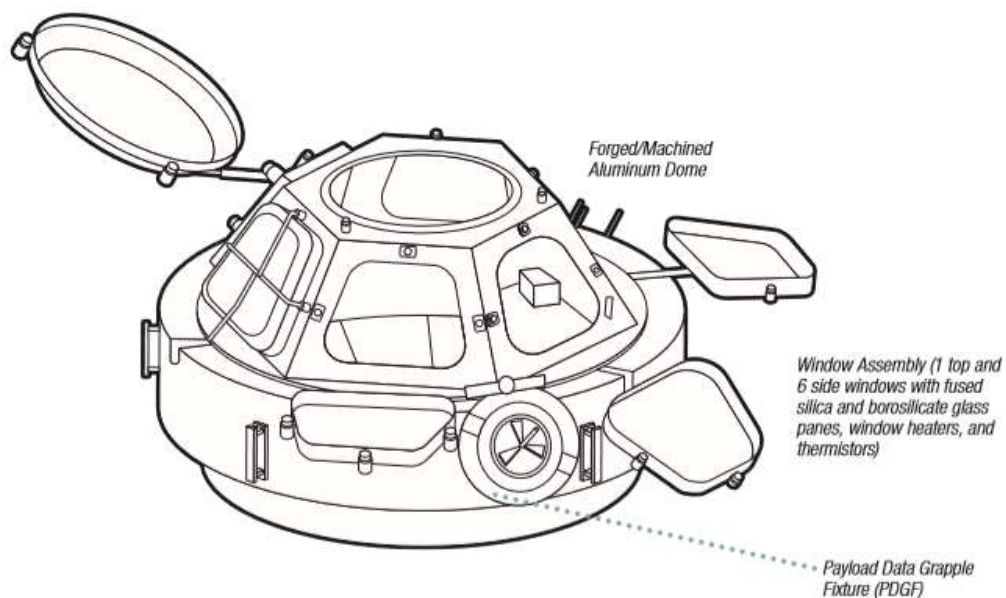


Figura 3.3.21.1



Figura 3.3.21.2

Tiene seis ventanas laterales y una ventana en el nadir, todas equipadas con sistemas de cierre para protegerlas de basura espacial y micro meteoritos. Además, es lo bastante espaciosa para albergar a dos tripulantes sin problemas. Su diseño es compacto y rígido, haciendo hincapié en la funcionalidad al usar las ventanas como apoyo en las operaciones externas a la ISS.

No obstante, como se mencionó en el apartado 3.1, este componente debe gran parte de su existencia a las declaraciones de los tripulantes de previas estaciones espaciales, quienes remarcaban lo importante que era para su bienestar moral gozar de actividades de ocio tales como contemplar las impresionantes vistas que brinda la ISS.



Figura 3.3.21.3

Se ha modelado con los planos del ANEXO 1.1. La sección de las ventanas se ha realizado con la herramienta multi-sections solid y la zona de los equipos no ha requerido más que extrusiones usando la herramienta *shaft* (fig. 3.3.21.4).

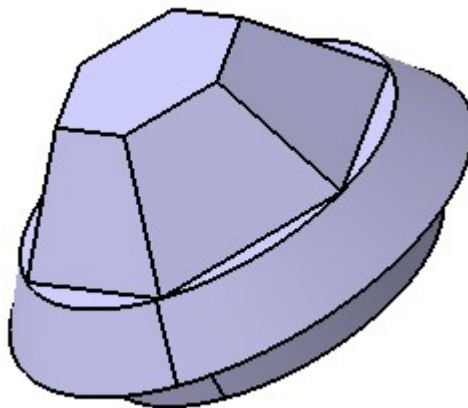


Figura 3.3.21.4



### 3.3.22 Node 3: Tranquility

Construido en Europa, fue ensamblado en el *Node 1* y sobre él se encuentra la *Cupola* y un PMA. En su puerto zénit está la zona de aparcamiento del SPDM. Este módulo presurizado contiene sistemas de generación de oxígeno, de retirada de dióxido de carbono y de recuperación de agua. También contiene un baño y equipo para realizar ejercicio. [5]

Length	6.7 m (22 ft)
Width (diameter)	4.3 m (14 ft)
Mass	17,992 kg (39,665 lb)
Exterior	Aluminum cylindrical sections, 2 endcones
Number of racks	8
Launch dates	February 8, 2010 STS-130 20A

Tabla 3.3.22.1



Figura 3.3.22.1

Con respecto a su diseño y modelado exterior, es prácticamente idéntico al *Node 1: Unity*, descrito en el apartado 3.3.2. Por lo tanto, todo lo allí explicado es extrapolable a este componente, salvo por el hecho de que la longitud del nodo Tranquility es 1.2 metros mayor, teniendo una longitud total de 6.7m.

No obstante, es interesante centrarse en el diseño interior de este módulo, pues a diferencia de la mayoría de los componentes presurizados éste no se centra en las estaciones de trabajo sino en aportar calidad de vida a los tripulantes, convirtiéndolo en una zona espaciosa y relajante.

### 3.3.23 Thermal Control System

El sistema de control térmico mantiene la temperatura de la Estación Espacial Internacional dentro de los límites definidos. Diferenciamos entre el PTCS (*Passive Thermal Control System*) y el ATCS (*Active Thermal Control System*). Mientras que el activo engloba todo el equipo eléctrico y circuitos de fluidos, en este trabajo nos centraremos en los elementos pasivos, los radiadores, ya que se trata de componentes externos.

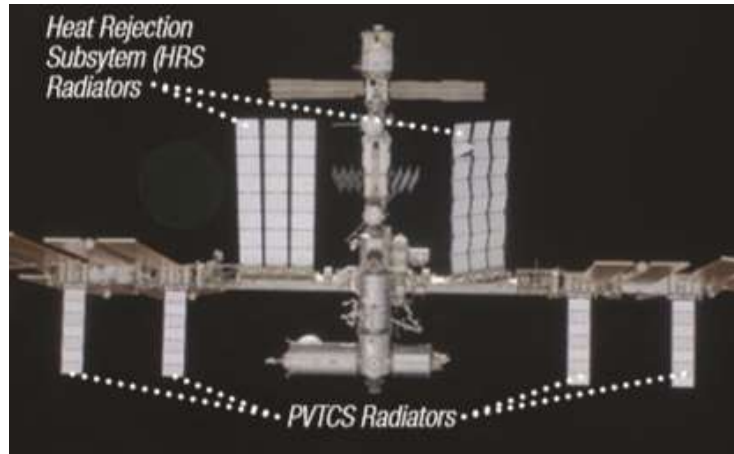


Figura 3.3.23.1

Hay un total de cuatro radiadores distribuidos en los componentes S4, P4, S6 Y P6. Se han modelado usando los planos del ANEXO 1.7. (Fig. 3.3.23.2) Además colocados en S1 y P1 hay dos componentes con tres radiadores cada uno, modelados con los planos del ANEXO 1.8. (Fig. 3.3.23.3). Su modelado se ha simplificado empleando simetrías. La ligera separación gradual de los radiadores ha requerido calcular el ángulo de desviación con las cotas proporcionadas y usar planos auxiliares ligeramente inclinados.

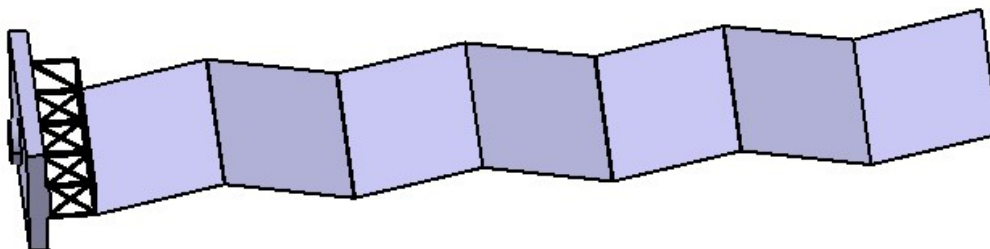


Figura 3.3.23.2

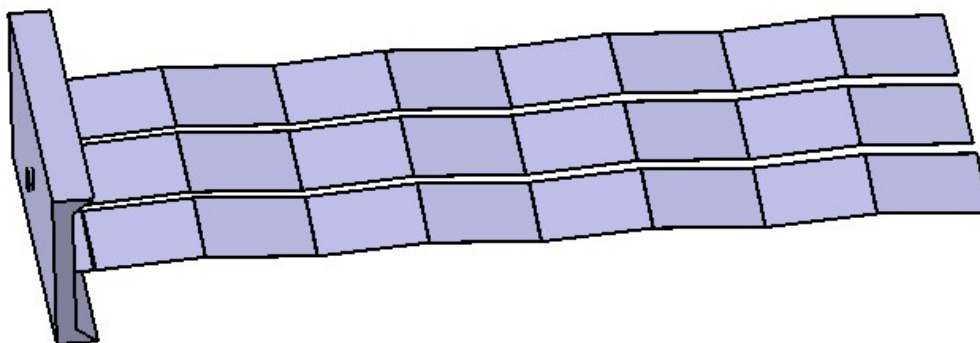


Figura 3.3.23.3



### 3.3.24 Electrical Power System

Este sistema se compone de los buses que conducen los 160V de DC que se generan en las placas fotovoltaicas, que son las que se han modelado en este trabajo. Se trata de los componentes de mayor superficie de toda la ISS. Se ha modelado (fig. 3.3.24.1) usando los planos del ANEXO 1.7.

Su diseño está optimizado para maximizar la superficie expuesta a la luz solar (fig. 3.3.24.2), contando con sistemas de rotación de los paneles para facilitar esto. Además, están ensamblados hacia el exterior de la estación a un nivel diferente de los módulos presurizados para evitar interferencias.

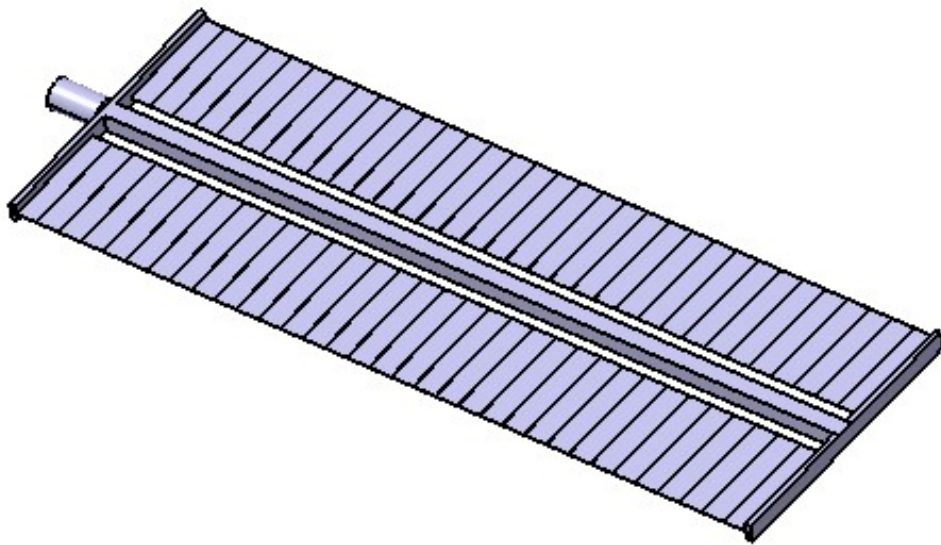


Figura 3.3.24.1



Figura 3.3.24.2

### 3.3.25 Permanent Multipurpose Module

Colocado en el Node 1, el PMM posee hasta dieciséis espacios, albergando equipo, experimentos y suministros. Además, tiene espacio de almacenamiento disponible en el extremo sin ensamblar.

Length	6.67 m (21.7 ft)
Diameter Exterior Interior	4.5 m (14.76 ft) 4.21 m (13.81 ft)
Mass	4,428 kg (9,784 lb)
Pressurized volume	76.7 m <sup>3</sup> (2708.6 ft <sup>3</sup> )
Cargo capability	9,000 kg (20,000 lb)
Pressurized habitable volume	31 m <sup>3</sup> (1,095 ft <sup>3</sup> )

Tabla 3.3.25.1

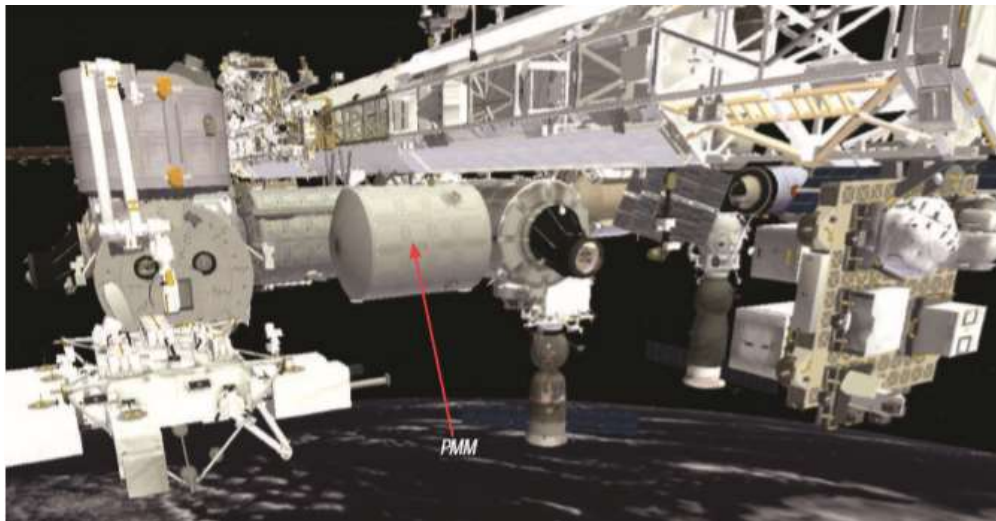


Figura 3.3.25.1

No se disponía de planos para esta pieza, pero a partir de sus dimensiones principales y las imágenes publicadas por la NASA se ha modelado una recreación aproximada dada la simplicidad de su geometría (fig. 3.3.25.2).

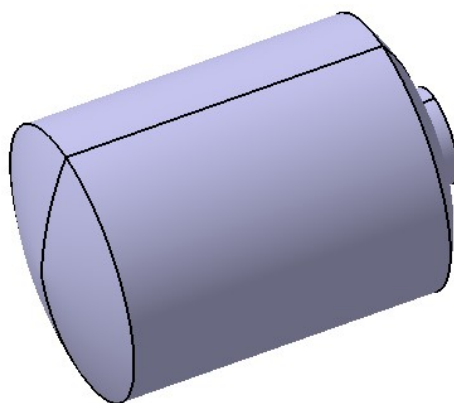


Figura 3.3.25.2

### 3.3.26 Mini-Research Module 1

El módulo ruso MRM1 o *Rassvet* ("Amanecer", traducido del ruso) se usa principalmente para almacenamiento, aunque está equipado con ocho estaciones de trabajo. Sirve además como laboratorio y en su nadir se encuentra el cuarto punto de anclaje para vehículos visitantes. Además, tiene un punto de anclaje para el *European Robotic Arm* (ERA), un radiador, un *airlock* y un puesto de trabajo para actividades fuera de la estación.

Length	6.0 m (19.7 ft)
Maximum diameter	2.35 m (7.7 ft)
Mass	5,075 kg (11,168 lb)
Volume	17.4 m <sup>3</sup> (614 ft <sup>3</sup> )
Launch date	May 2010 STS-132 ULF4
Attitude control	32 engines
Orbital maneuvering	2 engines

Tabla 3.3.26.1

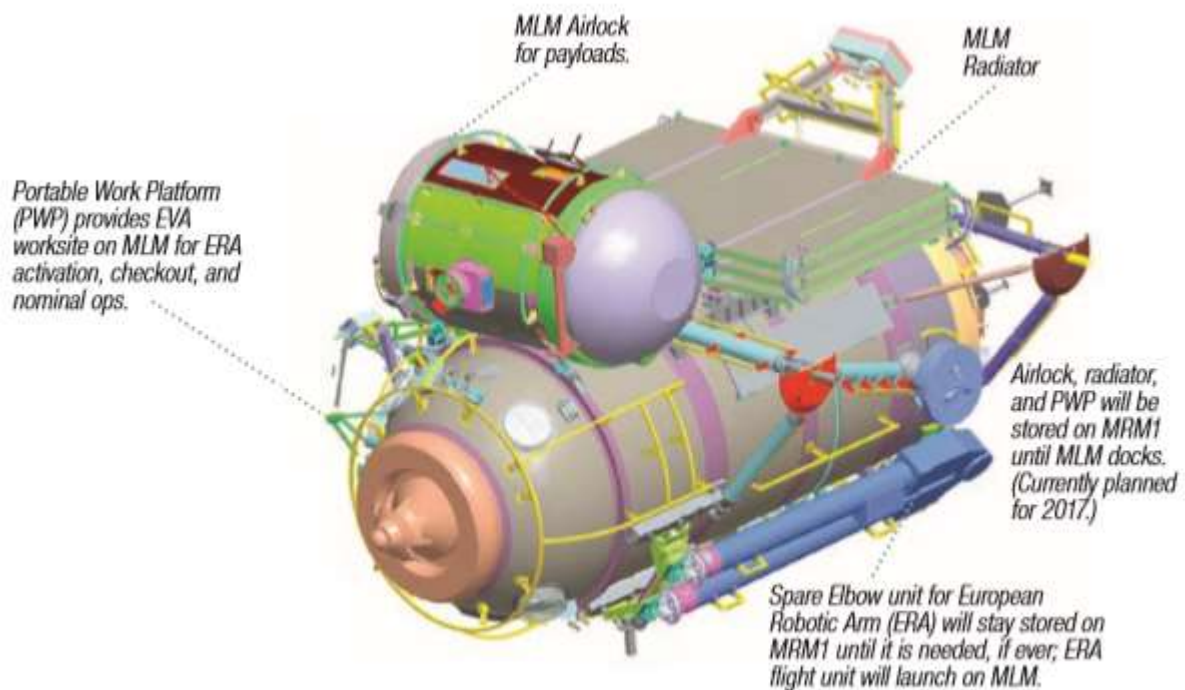


Figura 3.3.26.1

Su diseño es muy parecido al del DC, por lo que se ha usado esa pieza para representarlo al no disponer de sus medidas reales.

3.3.27 Mini-Research Module 2

Este módulo llamado Poisk (“Explorar”, traducido del ruso) es prácticamente igual que el módulo Docking Compartment, tanto en función como forma. Proporciona la capacidad de realizar EVAs y de almacenar y reparar el traje espacial Orlan. Además, también ofrece un punto de anclaje en uno de sus extremos para vehículos visitantes, ya sea el Progress estadounidense o la Soyuz. También dispone de espacio extra para experimentación.

Length	4.9 m (16 ft)
Maximum diameter	2.55 m (8.4 ft)
Mass	3,795 kg (8,367 lb)
Volume	14.8 m³ (523 ft³)
Launch date	November 10, 2009 Progress M 5R

Tabla 3.3.27.1

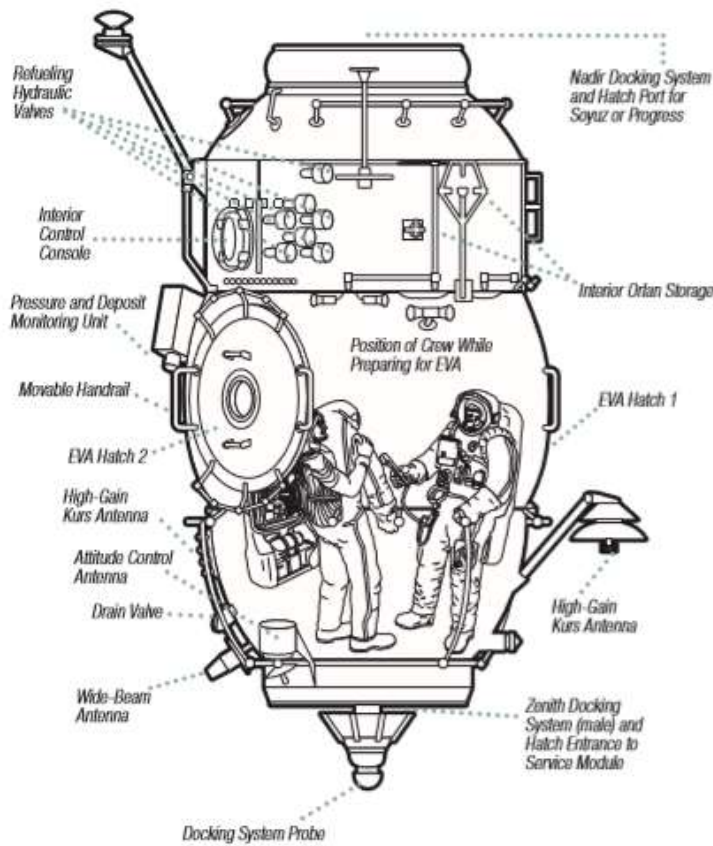


Figura 3.3.27.1

Con respecto a su diseño y modelado exterior, es prácticamente idéntico al Docking Compartment, descrito en el apartado 3.3.10. Por lo tanto, todo lo allí explicado es extrapolable a este componente.

## 4. MODELO COMPLETO

La Estación Espacial Internacional es el objeto manufacturado de mayor tamaño que ha orbitado la Tierra. Su masa es de 410,501 kg y tiene un volumen presurizado de 916. Puede generar hasta 80 kw de potencia gracias a las placas fotovoltaicas con un área aproximada de 2997. Su estructura mide 95m desde P6 a S6 y 59 m desde el PMA del nodo *Harmony* hasta el vehículo *Progress*, anclado en el *Service Module*. Su altitud varía entre 278 y 460 km y la inclinación de su órbita es de 51.61 grados. [5]

### 4.1 Ensamblaje

Construir la ISS requirió 36 lanzamientos del Space Shuttle y 5 lanzamientos rusos. Actualmente, los equipos y suministros son proporcionados mediante el Progress y Soyuz, el HTV japonés y vehículos comerciales (Dragon y Cygnus). [5]

En este apartado se mostrará el proceso de ensamblaje desde la unión de los dos primeros módulos. Los componentes de menor tamaño no han sido considerados en este trabajo.









Stage/ Date	Element Added	Launch Vehicle	ISS Picture
1A/R November 1998	 Functional Cargo Block (FGB)	Proton	
2A December 1998	 Node 1, Pressurized Mating Adapter (PMA) 1, 2	Space Shuttle STS-88	
1R July 2000	 Service Module (SM)	Proton	
3A October 2000	 Zenith 1 (Z1) Truss, PMA 3	Space Shuttle STS-92	

Figura 4.1.1





Stage/ Date	Element Added	Launch Vehicle	ISS Picture
4A December 2000	Port 6 (P6) Truss	Space Shuttle STS-97	
5A February 2001	U.S. Laboratory (Lab)	Space Shuttle STS-98	

Figura 4.1.2



6A.1 March 2001	External Stowage Platform (ESP) 1	Space Shuttle STS-98	
6A April 2001	Space Station Remote Manipulator System (SSRMS)	Space Shuttle STS-100	

Figura 4.1.3



Stage/ Date	Element Added	Launch Vehicle	ISS Picture
7A July 2001	U.S. Airlock	Space Shuttle STS-104	
4R September 2001	Russian Docking Compartment (DC) and Airlock	Soyuz	

Figura 4.1.4

8A April 2002	Starboard Zero (S0) Truss and Mobile Transporter (MT)	Space Shuttle STS-110	
UF-2 June 2002	Mobile Base System	Space Shuttle STS-111	

Figura 4.1.5



Figura 4.1.6

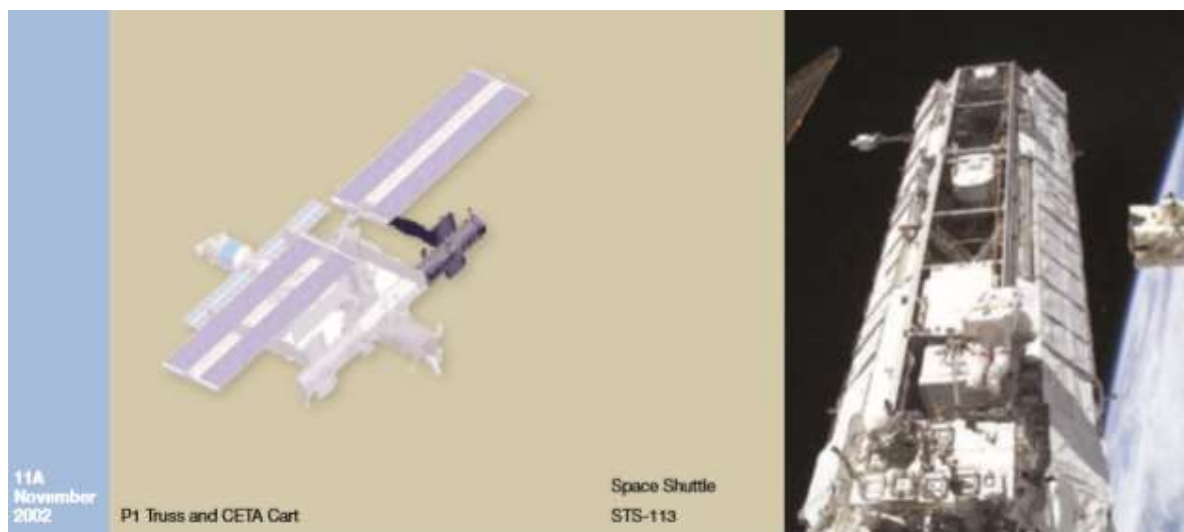


Figura 4.1.7

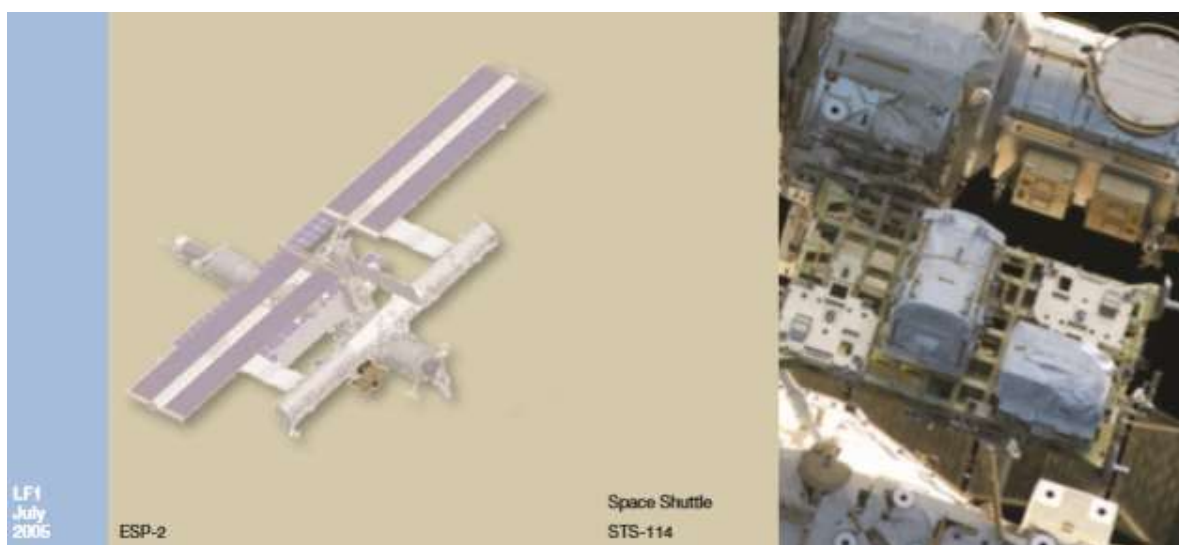


Figura 4.1.8



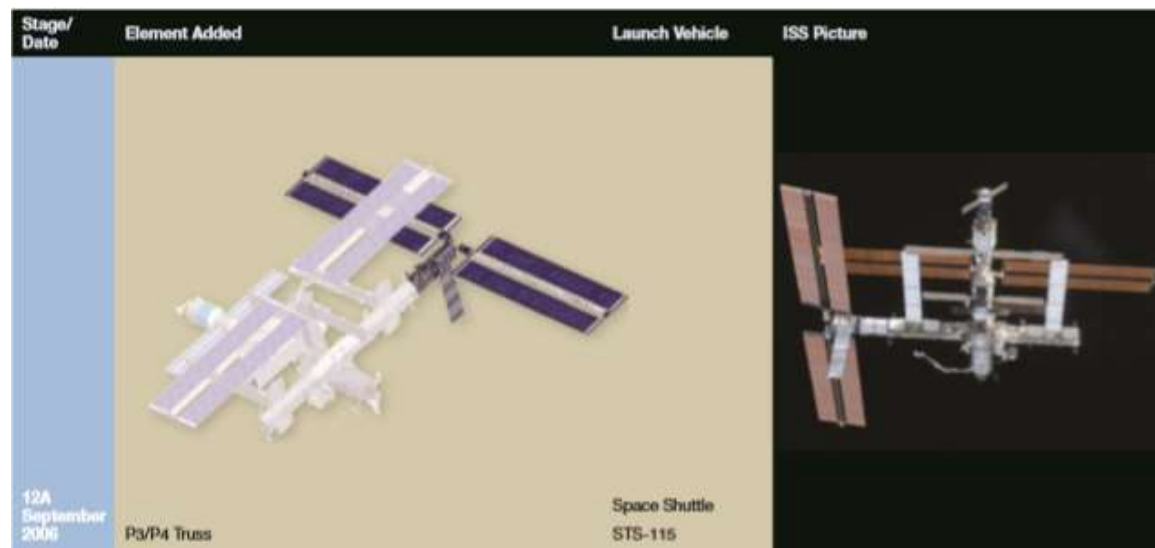


Figura 4.1.9

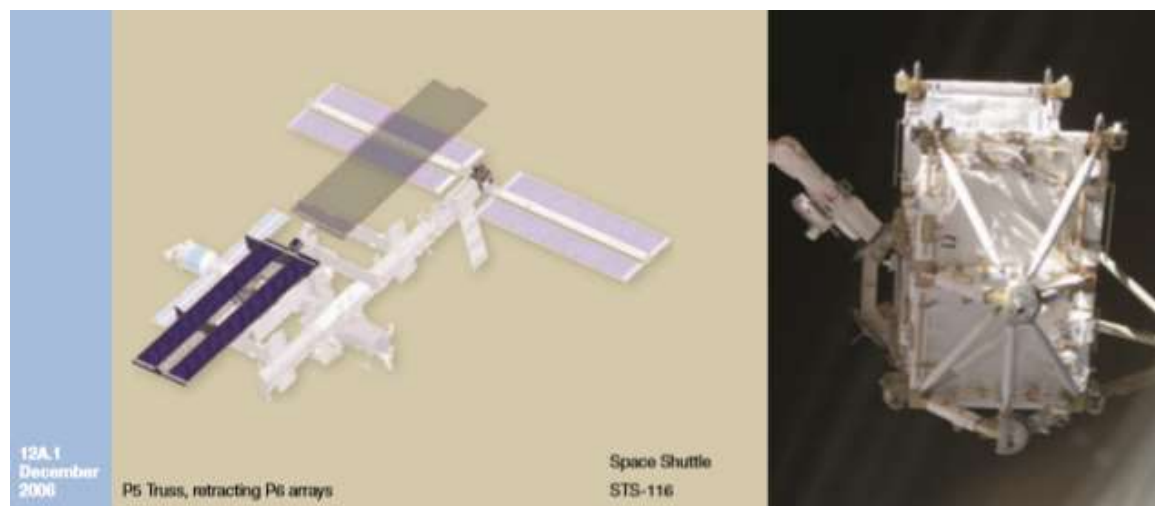


Figura 4.1.10



Figura 4.1.11

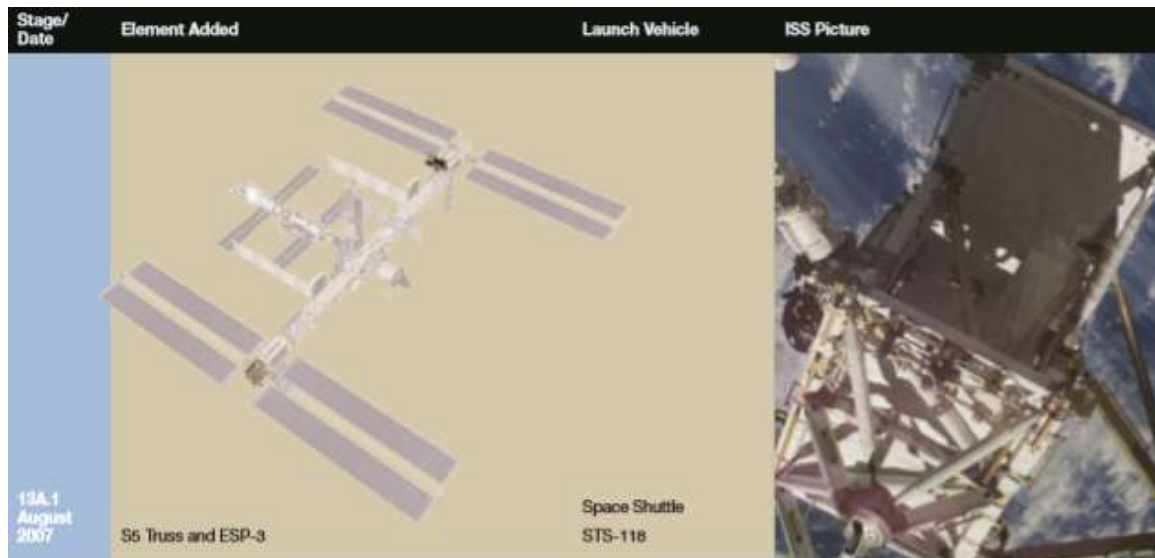


Figura 4.1.12

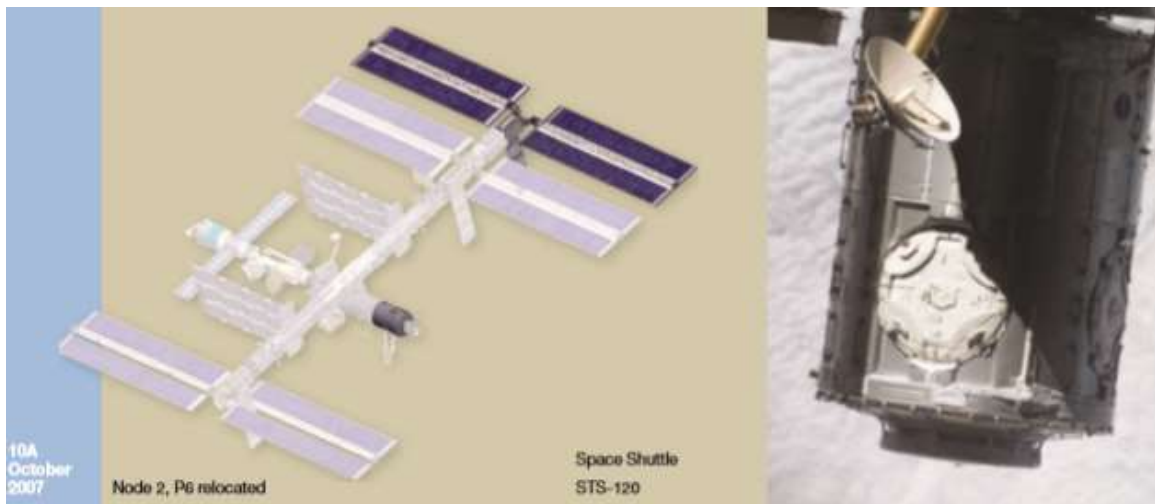


Figura 4.1.13

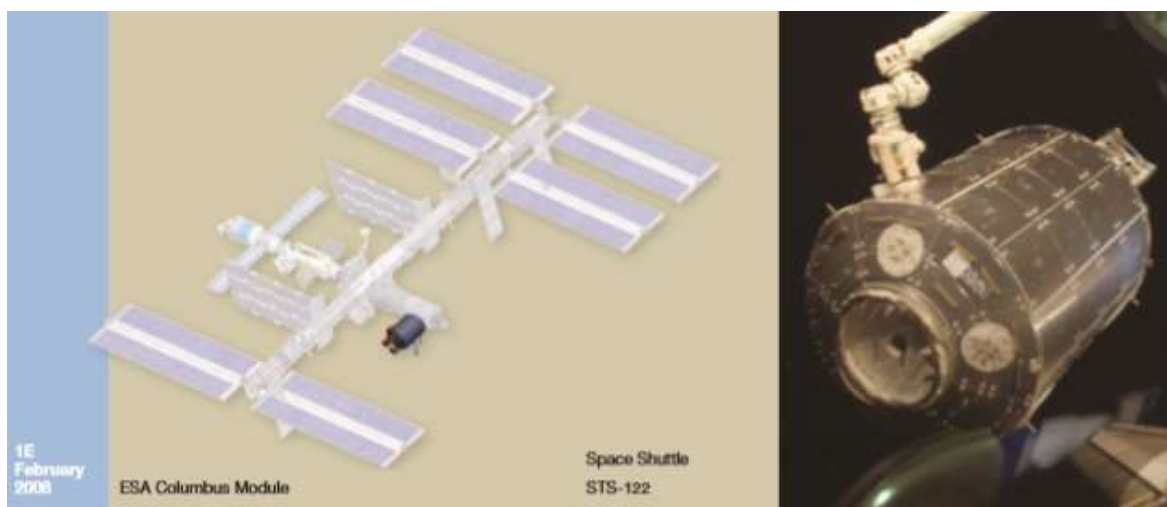


Figura 4.1.14



Figura 4.1.15

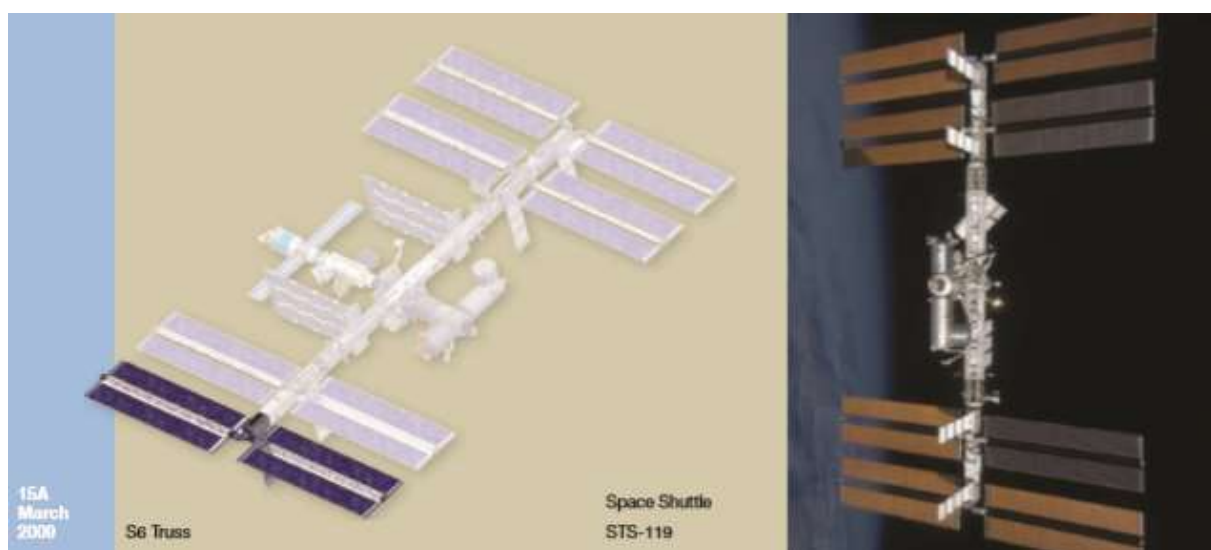


Figura 4.1.16



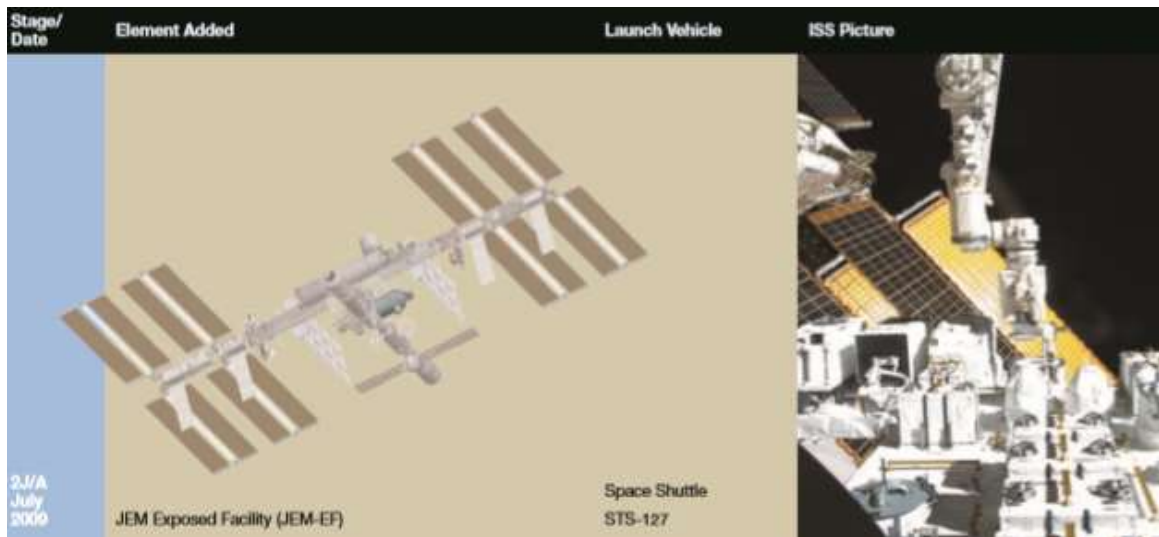


Figura 4.1.17

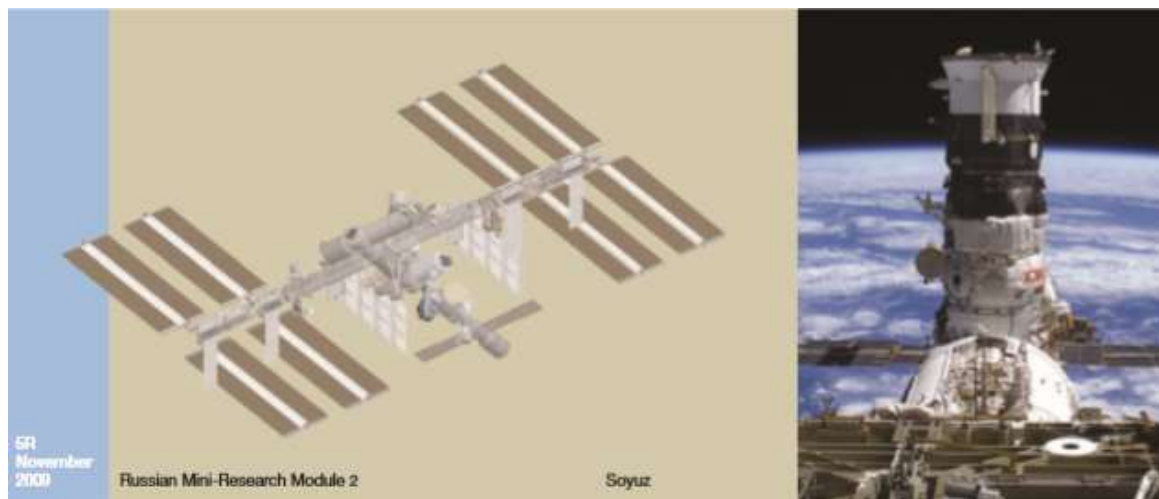


Figura 4.1.18



Figura 4.1.19

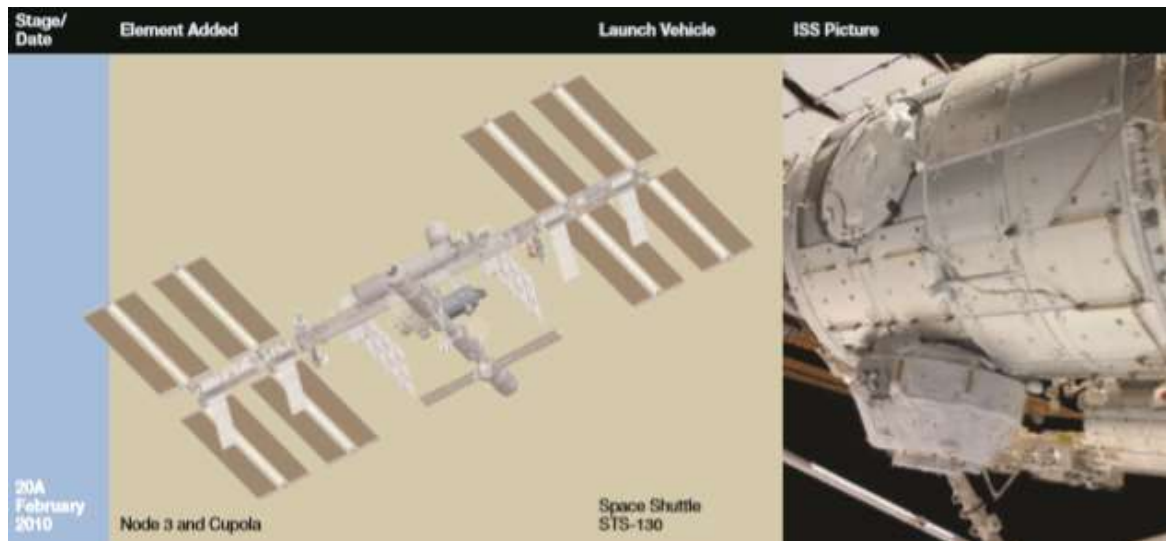


Figura 4.1.20

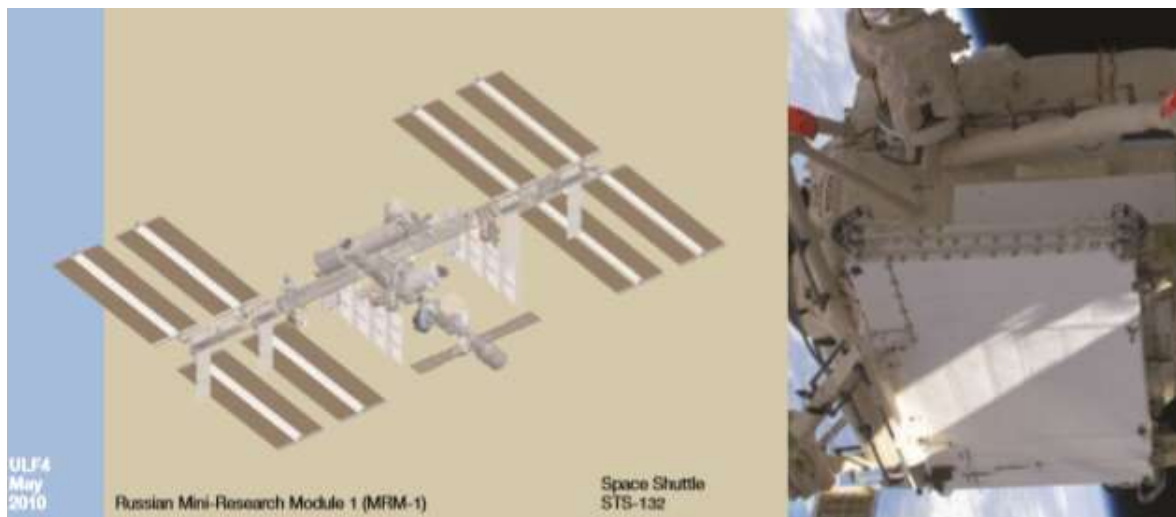


Figura 4.1.21

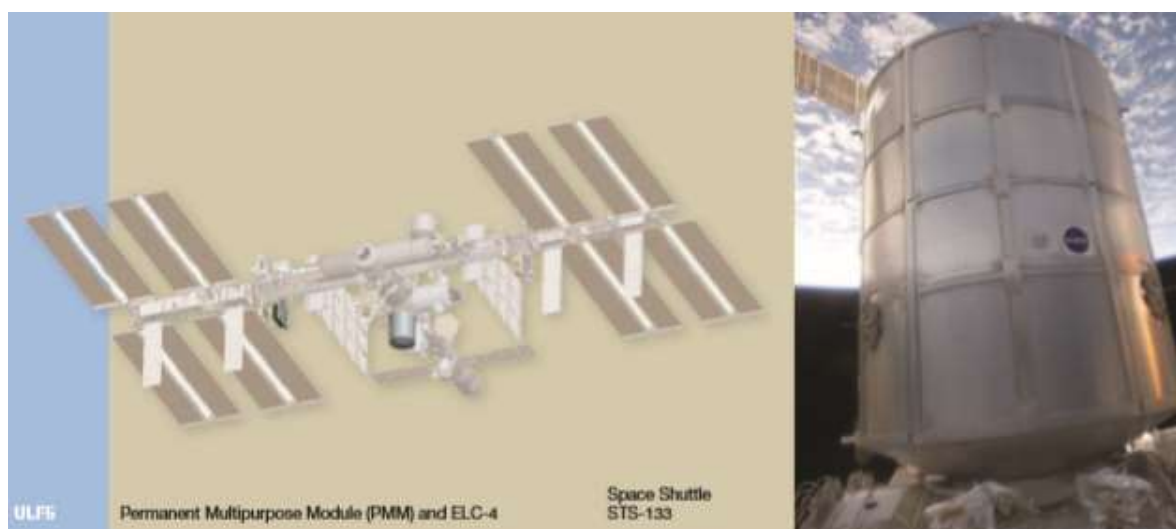


Figura 4.1.22

## 4.2 Modelo final

En este apartado se mostrarán diferentes vistas del modelo de la ISS de acuerdo con el montaje especificado en los planos, el cual difiere en la ubicación de algunas piezas como el DC, el Tranquility, la Cupola, los dos MRM y el PMM, los cuales fueron incorporados o reubicados después de la publicación de los planos.

Además, fue necesario modelar los siguientes componentes del SPP (*Science Power Platform*) para seguir el modelo inicial, aunque no llegaron a ser incorporados a la estación.



Figura 4.2.1



Figura 4.2.2

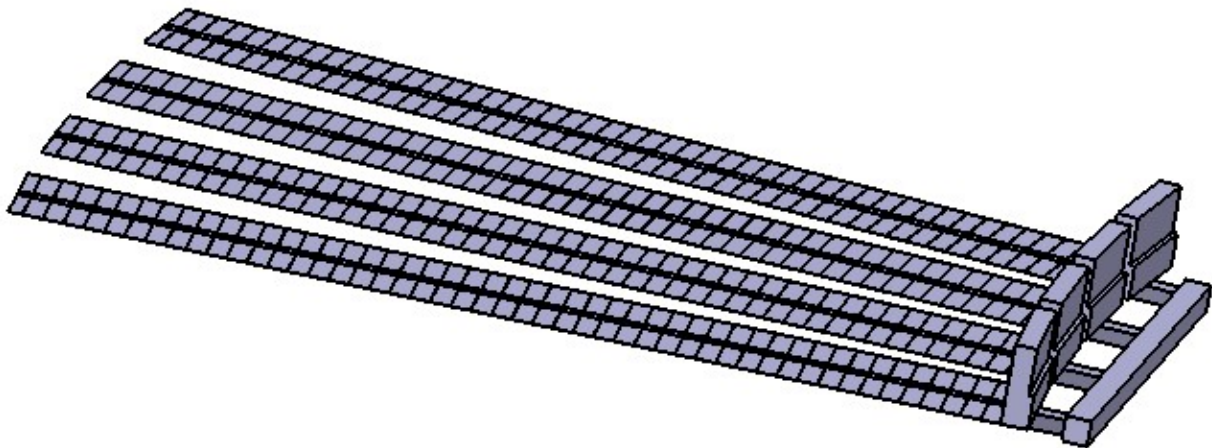


Figura 4.2.3

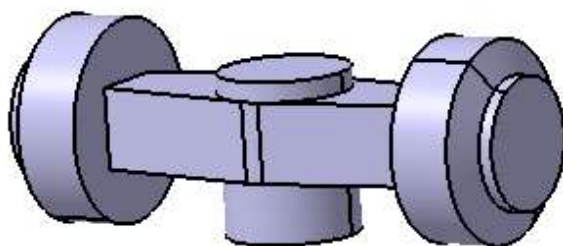


Figura 4.2.4

Por otro lado, para que al modelo se le pudieran incorporar los vehículos visitantes, estos han sido modelados también: el Progress (Fig. 4.2.5) y el Soyuz (fig. 4.2.6)

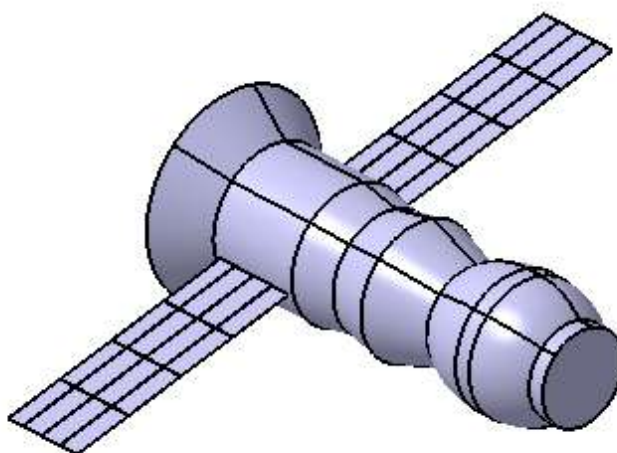


Figura 4.2.5

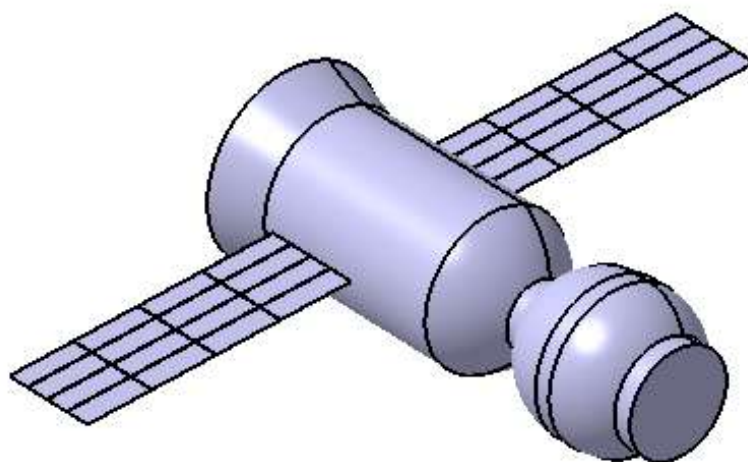


Figura 4.2.6

A continuación, distintas vistas del modelo según el ANEXO 1.12. Se han necesitado cerca de 250 restricciones para ensamblar el modelo.



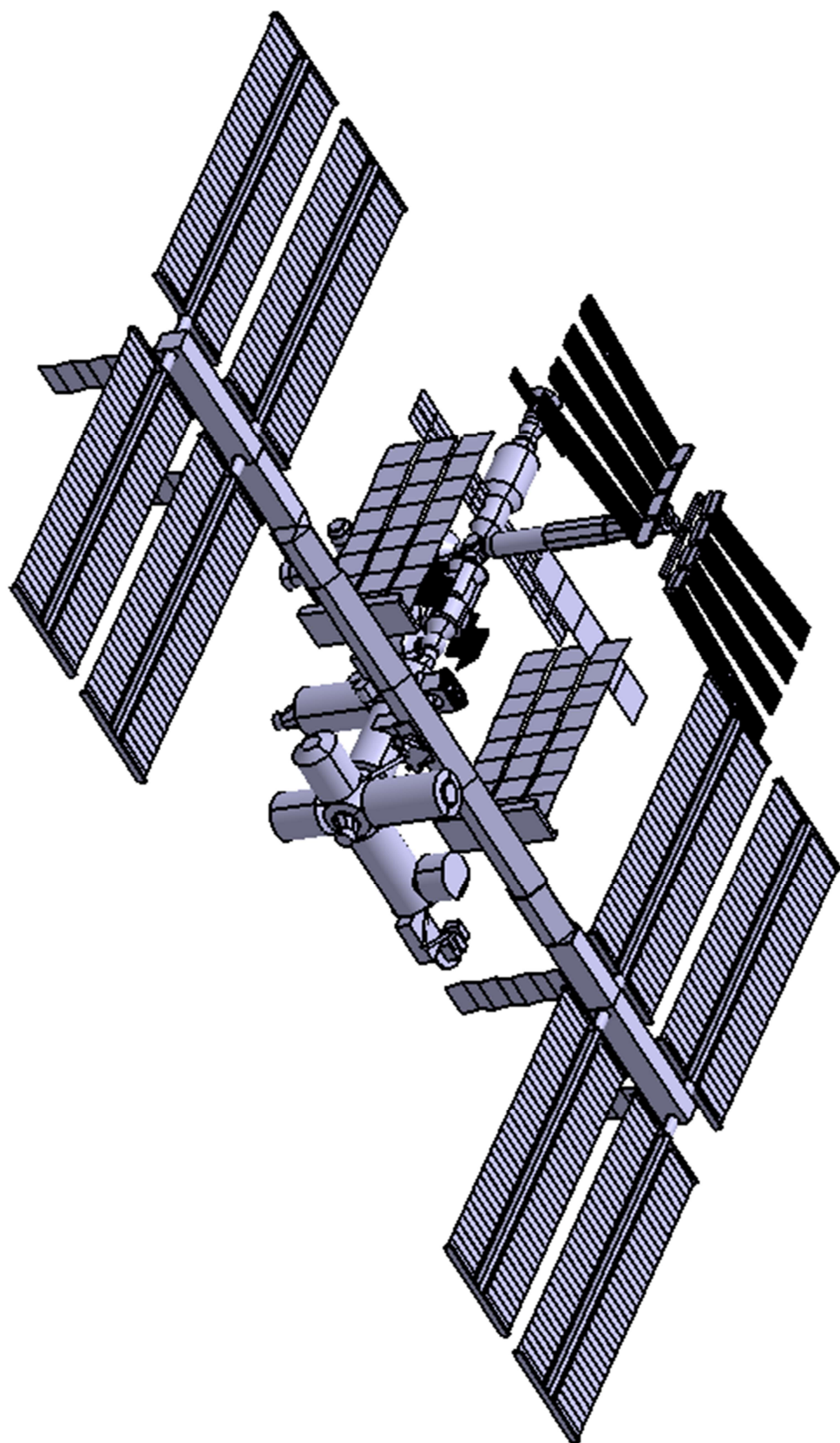


Figura 4.2.7



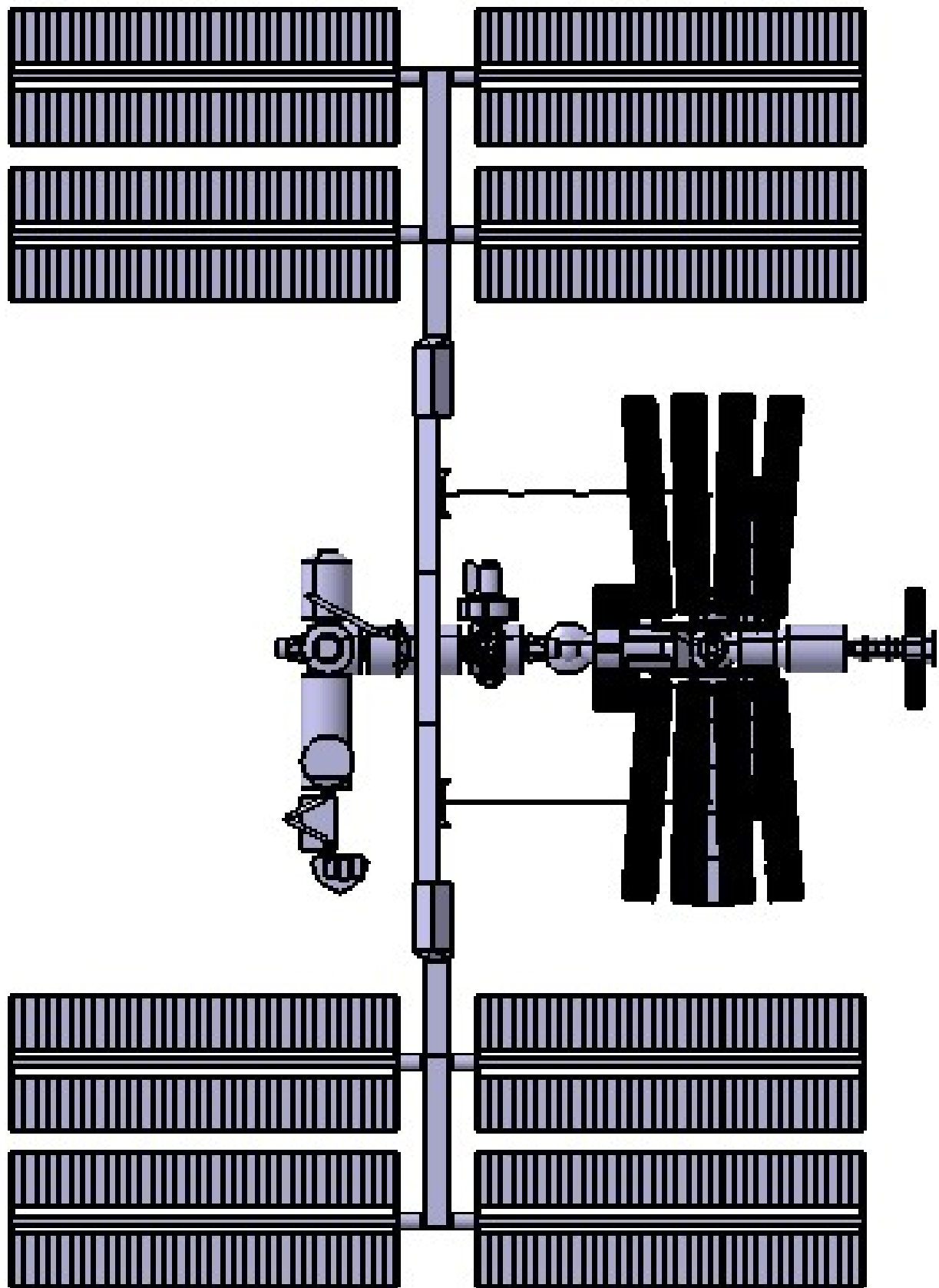


Figura 4.2.8

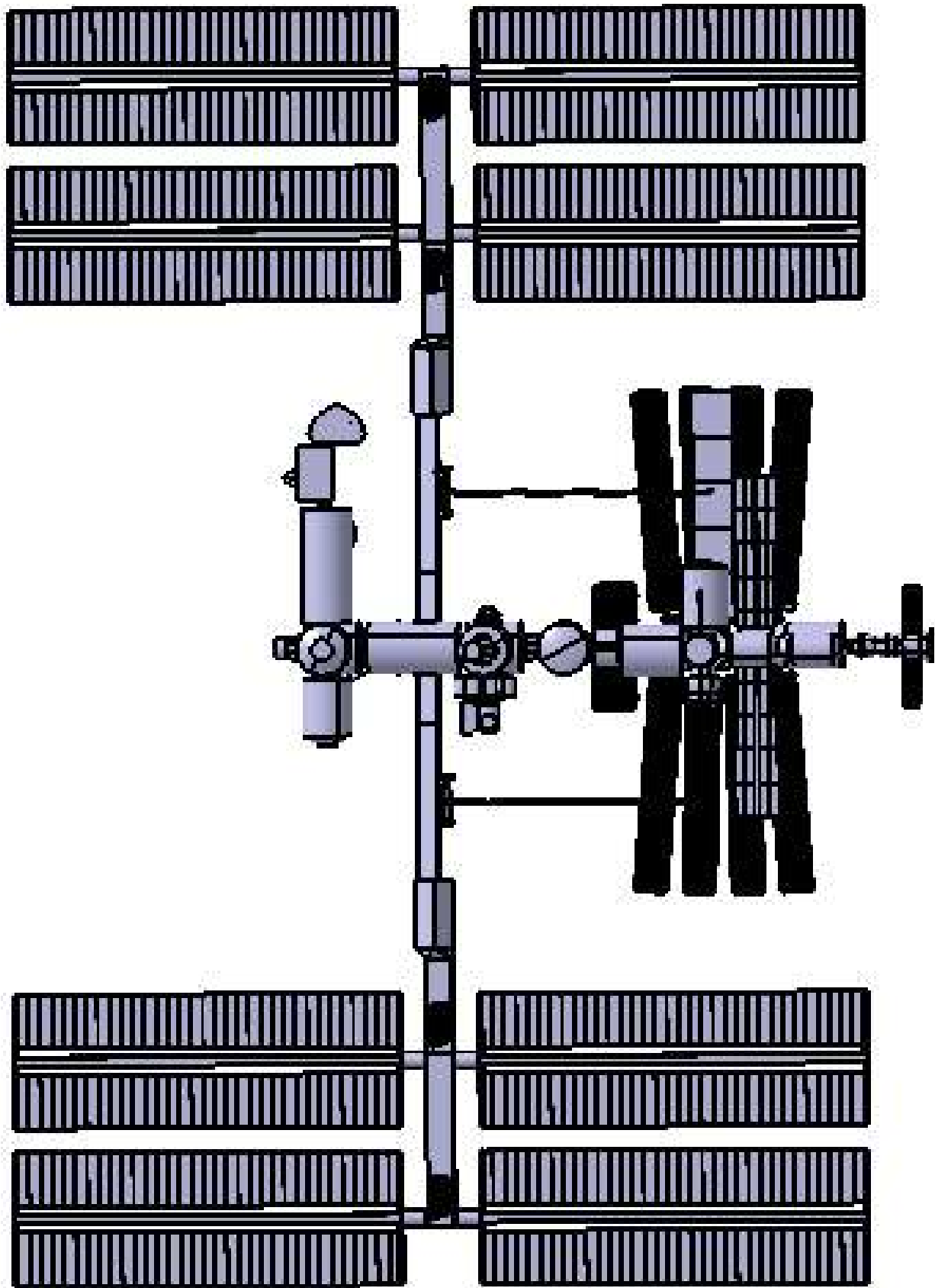


Figura 4.2.9

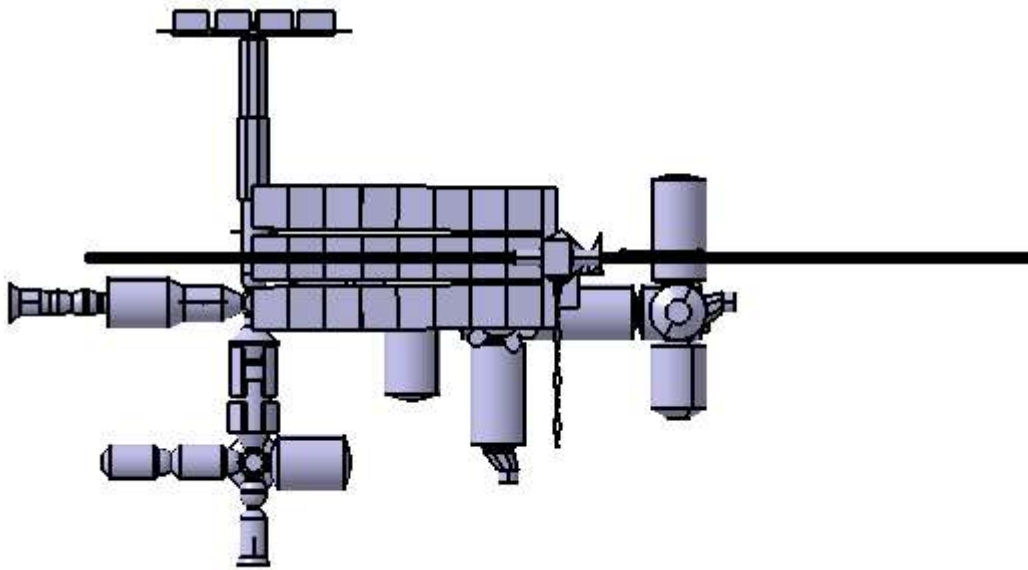


Figura 4.2.10

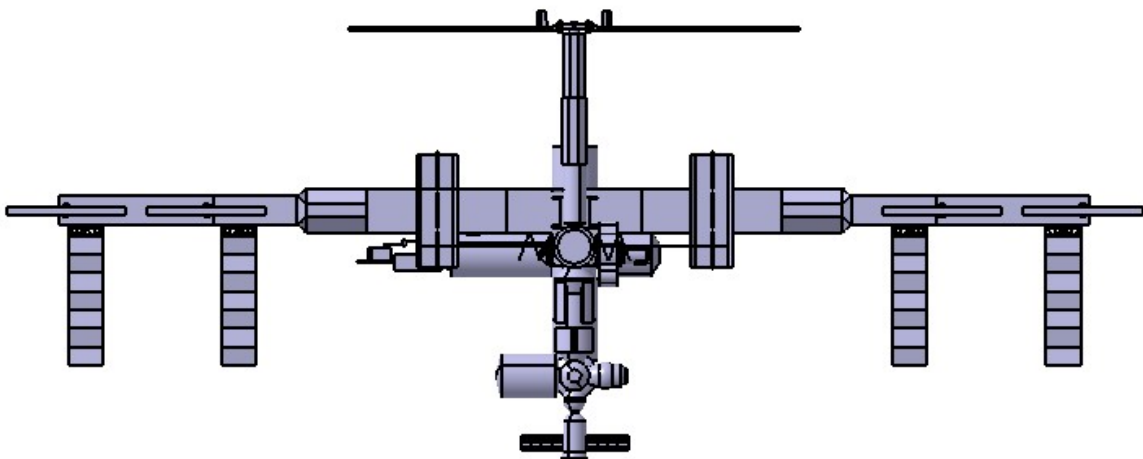


Figura 4.2.11

A continuación, el modelo actualizado al estado real de la ISS en 2015.

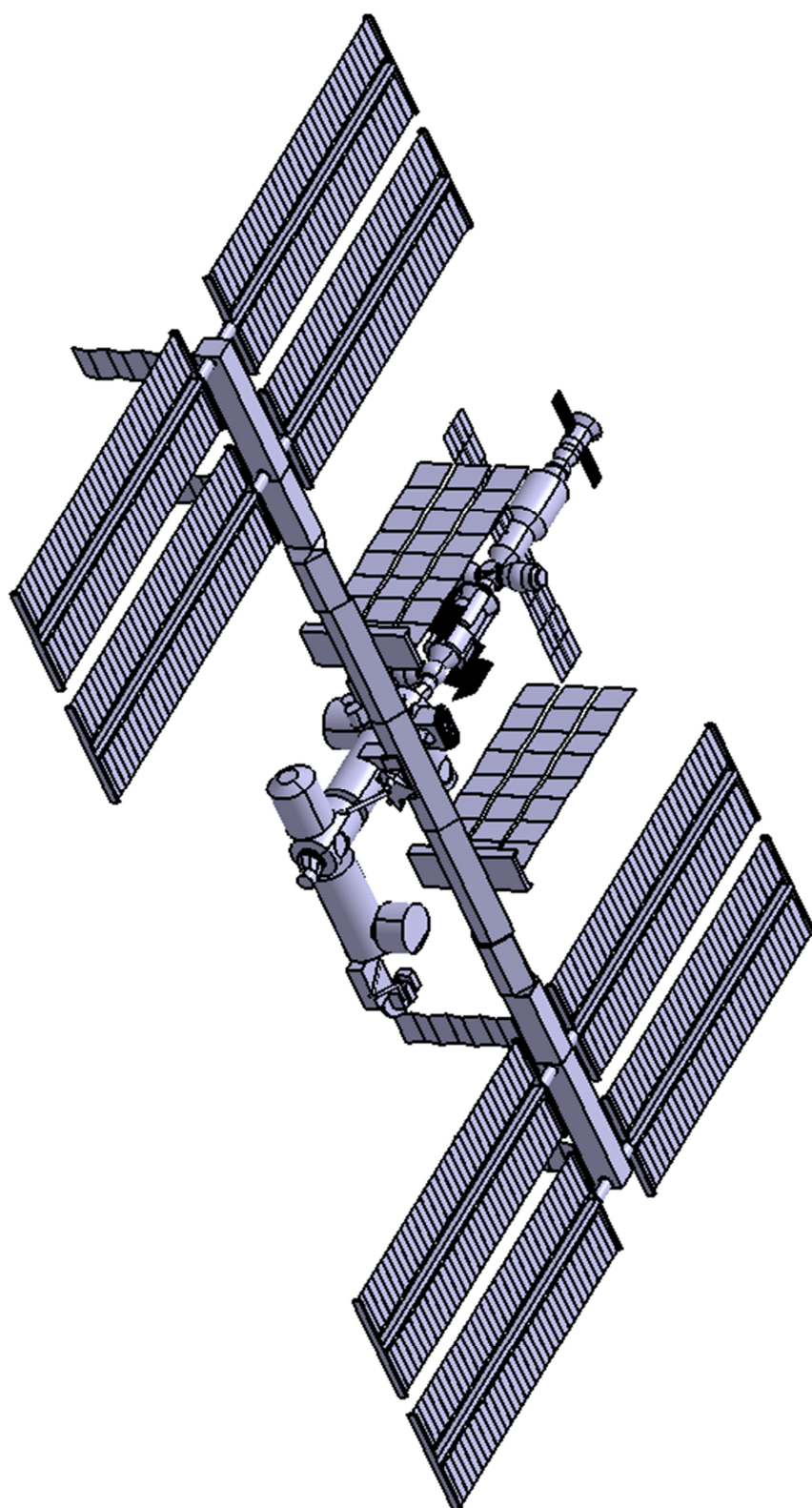


Figura 4.2.12

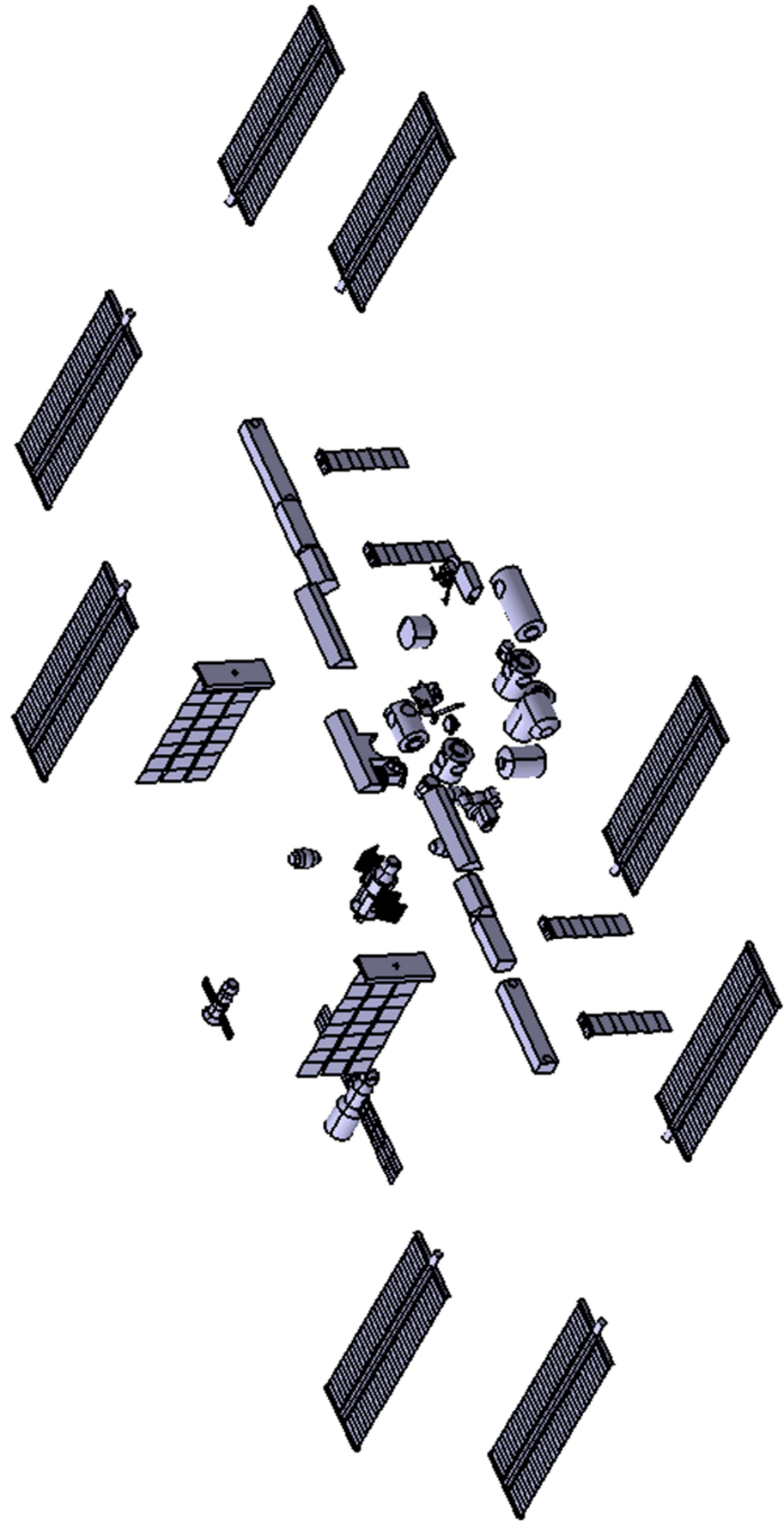


Figura 4.2.13

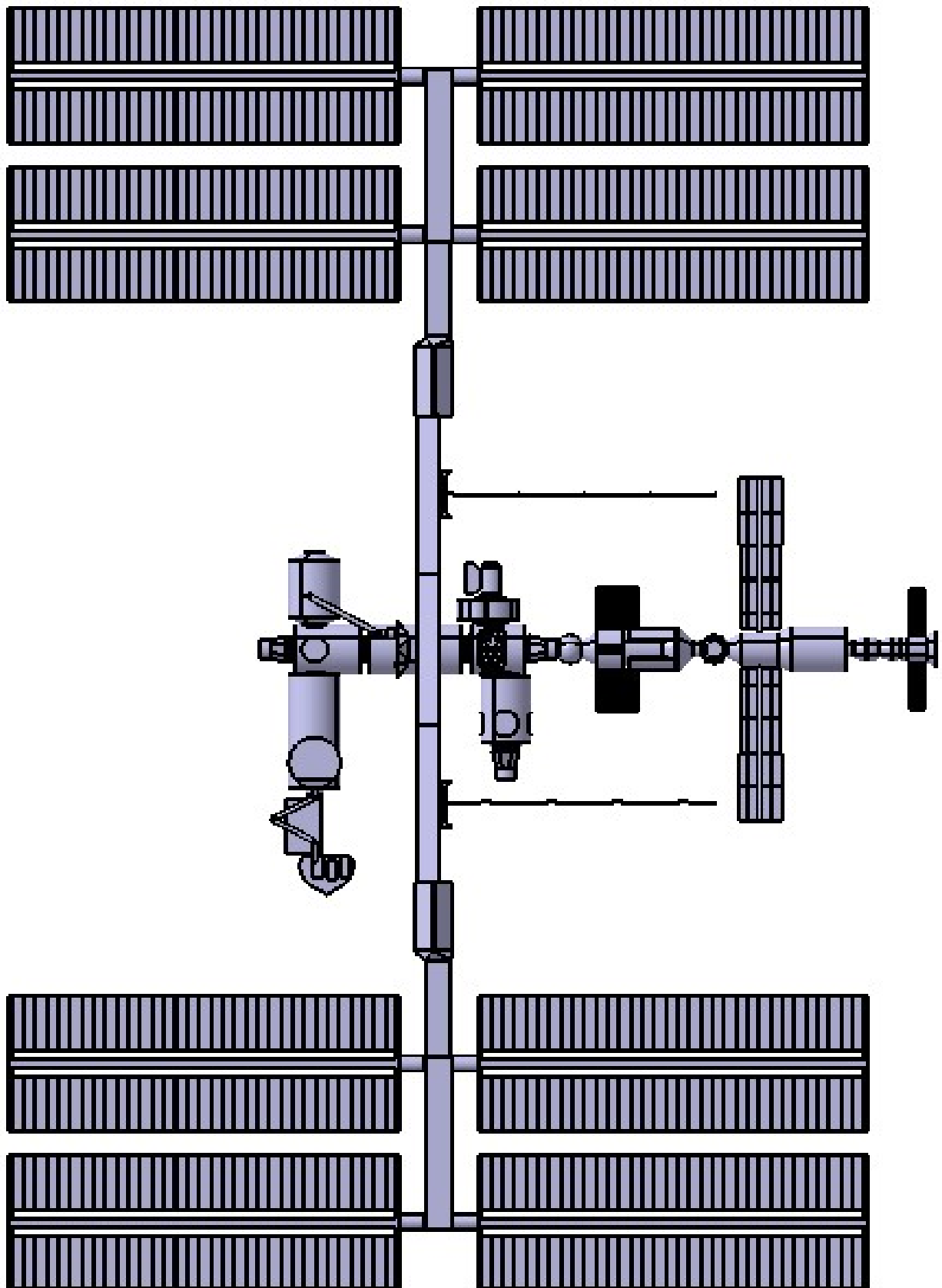


Figura 4.2.14

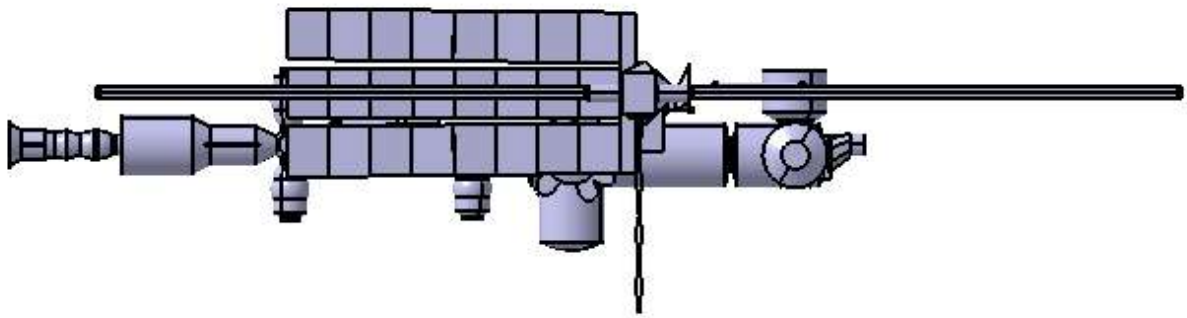


Figura 4.2.15

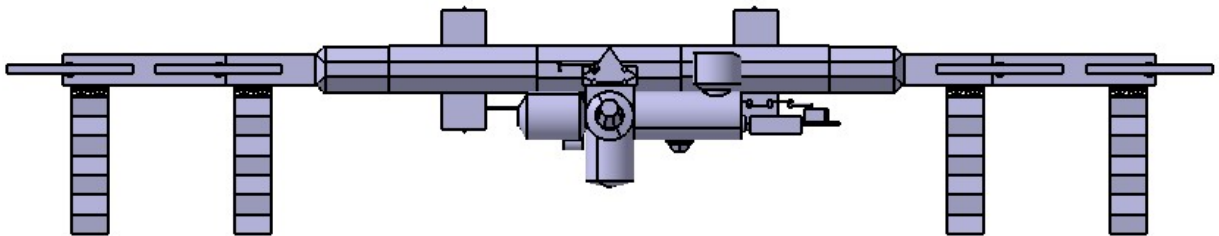


Figura 4.2.16

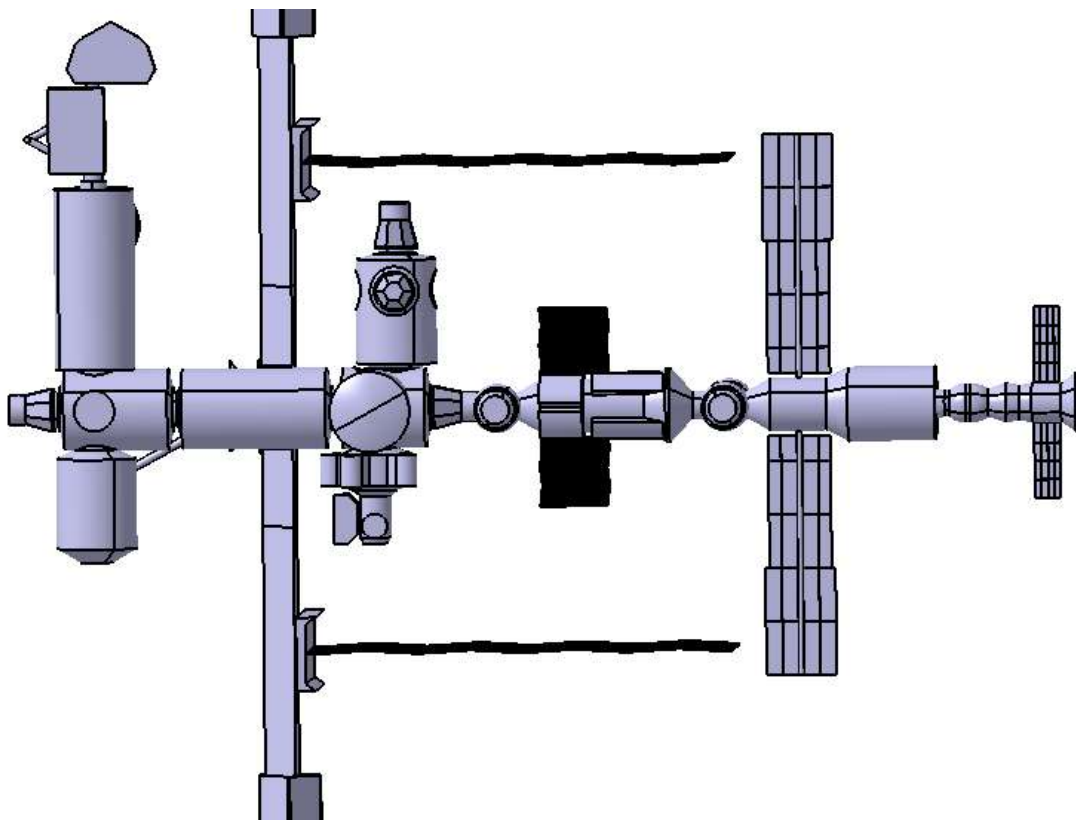


Figura 4.2.17





Figura 4.2.18



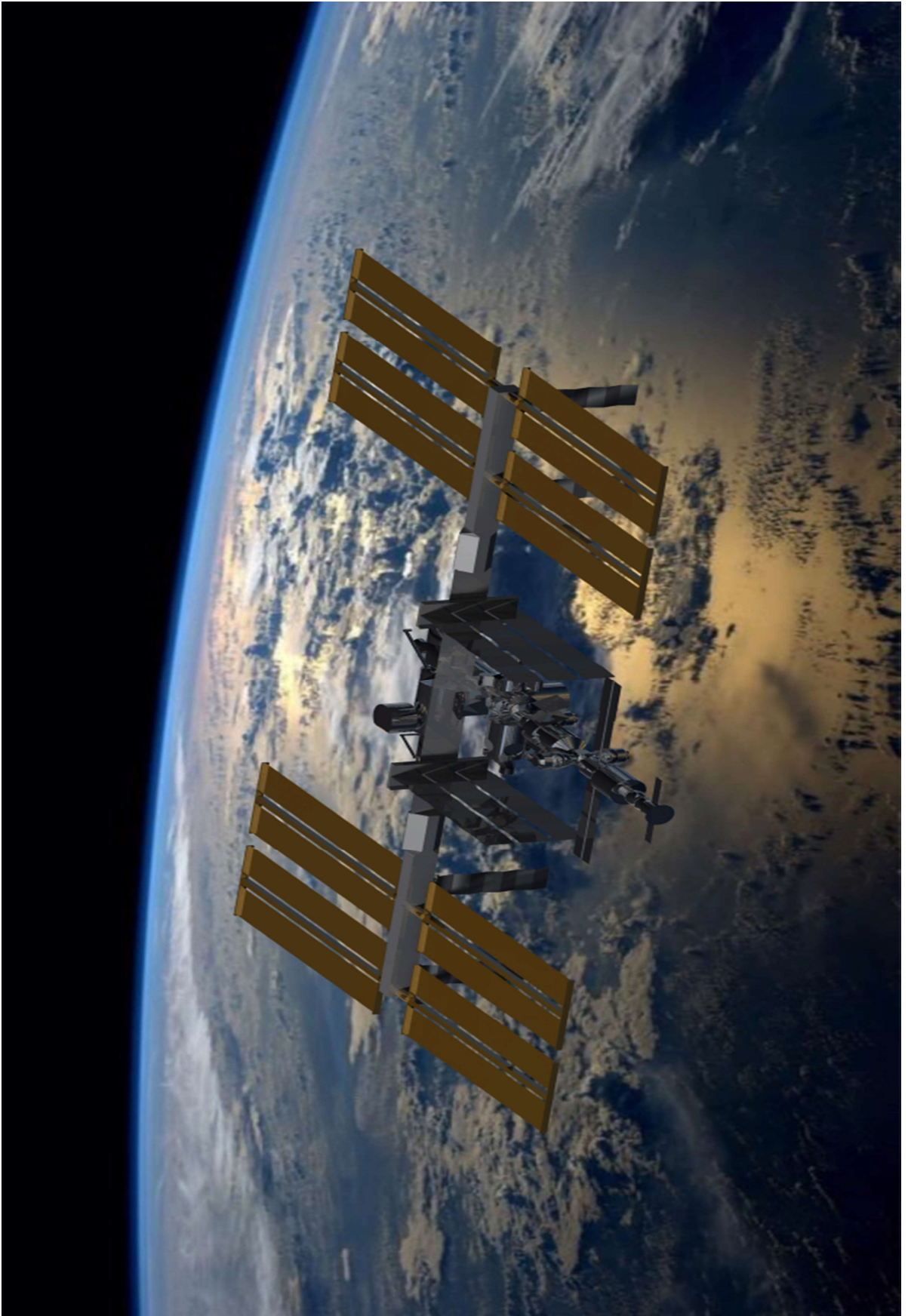


Figura 4.2.19

## 5. PIEZAS MÓVILES

Como complemento al estudio de diseño y el modelado de la Estación Espacial Internacional, se han recreado algunas de sus piezas móviles con el objetivo de obtener un modelo representativo y fiel que nos permita explorar su geometría y la posible interferencia de sus componentes.

### 5.1 Paneles solares

Se han creado mecanismos de tipo revolución en los puntos de unión entre las placas fotovoltaicas y los elementos estructurales. Se ha activado la opción *clash detection* para comprobar que no existe interferencia de las piezas durante el movimiento. Posteriormente, se ha realizado una simulación para observar diferentes estados del mecanismo.



Figura 5.1.1



Figura 5.1.2



## 5.2 Radiadores

Se han creado mecanismos de tipo revolución en los puntos de unión entre los conjuntos de radiadores y los elementos estructurales. Se ha activado la opción clash detection para comprobar que no existe interferencia de las piezas durante el movimiento. Posteriormente, se ha realizado una simulación para observar diferentes estados del mecanismo.

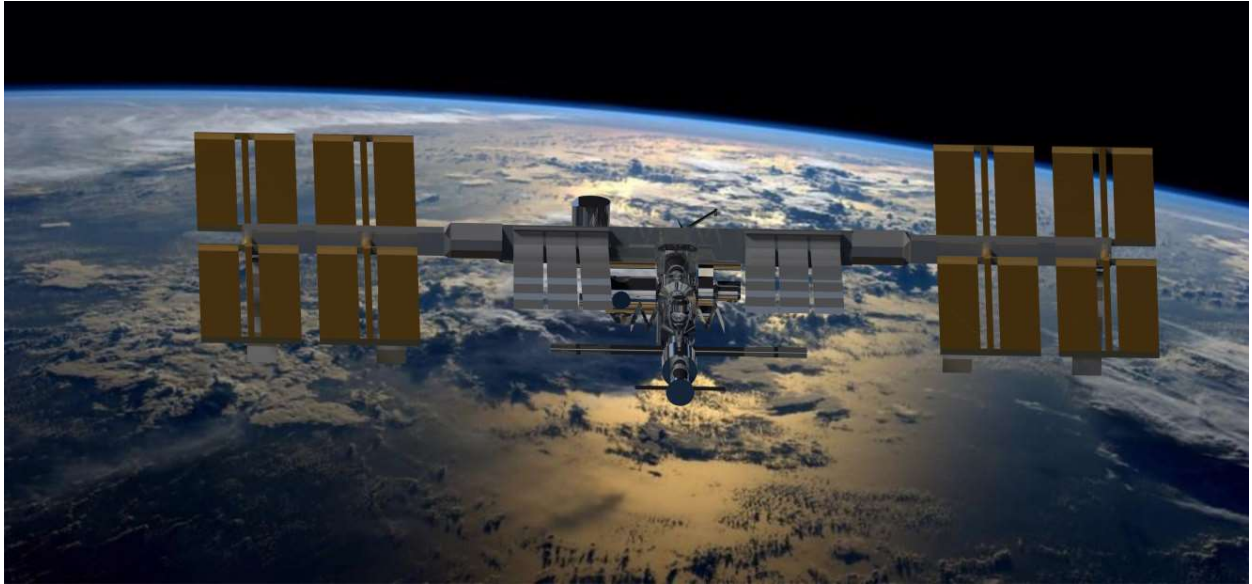


Figura 5.2.1



Figura 5.2.2

## 6. CONCLUSIONES

---

La Estación Espacial Internacional tiene un diseño único, resultado de una evolución y un aprendizaje que han marcado el camino que seguirá la humanidad en el diseño espacial. Más allá del valor que tiene en sí misma, todo lo que representa y todo lo que ha avanzado la ciencia gracias a su existencia es más que suficiente para considerarlo uno de los mayores hitos de la ingeniería.

Con este trabajo se ha cumplido el objetivo de profundizar en el conocimiento y manejo del software CAD/CAM/CAE, sobre el que se ha dado una introducción en el grado, adquiriéndose mayor destreza tras aplicarlo a un proyecto de mayor magnitud.

Además, se ha buscado un acercamiento a uno de los aspectos del diseño más relevantes y con menos atención: el factor humano. No sólo se ha construido un laboratorio espacial, sino que se ha creado un hábitat para el ser humano en el entorno más hostil posible.

Por lo tanto, si algo podemos extraer de este primer estudio del diseño de la Estación Espacial es la cantidad de factores que lo restringen y cómo se ha adaptado a ellos sin perder prestaciones. Su modelado hace comprender lo importante que ha sido impedir la interferencia entre sus componentes y asegurar una disposición cómoda para las actividades dentro y fuera de los módulos presurizados. Sus piezas móviles son de vital importancia para mantener una potencia eléctrica estable orientando los paneles en la dirección óptima y se ha intentado simular esto iluminando la pieza en el renderizado.

Mediante este modelado y estudio se ha aportado una visión del diseño espacial a día de hoy, del camino que se ha recorrido y del que se abre ante nosotros.

# REFERENCIAS

---

[1] JOB WIJKER, JACOB. Spacecraft structures. Leiden, The Netherlands, 2008. ISBN 978-3-540-75552-4

[2] H. KITMACHER, GARY. Design of the Space Station Habitable Modules. En: 53rd International Astronautical Congress The World Space Congress - 10-19 October 2002/Houston, Texas.

[4] What is CATIA? First-rate Mold Solution Co., Ltd. Team. March 6th, 2010 [consulta: 14 mayo 2019]. Disponible en: <https://guiasbus.us.es/>.

[5] National Aeronautics and Space Administration. Reference Guide to the International Space Station. Johnson Space Center, 2015.

[6] National Aeronautics and Space Administration. International Space Station, Utilization Statistics. Johnson Space Center, 2017.

[7] Space Station Assembly. National Aeronautics and Space Administration. March 30, 2019. [consulta: 14 mayo 2019]. Disponible en: <https://www.nasa.gov/>.

[8] International Space Station Facts and Figures. National Aeronautics and Space Administration. March 21, 2019 [consulta: 14 mayo 2019]. Disponible en: <https://www.nasa.gov/>.

[9] Integrated Truss Structure. SpaceCraftEarth Design Team. June 2017. [consulta: 26 mayo 2019] Disponible en: <http://spacecraftearth.com/>

[10] History and Timeline of the ISS 2013 [consulta: 14 mayo 2019]. Disponible en: <https://www.issnationallab.org>.

[11] International Space Station Scale Model Drawing. National Aeronautics and Space Administration. October 23, 2010 [consulta: 12 marzo 2019]. Disponible en: <https://www.nasa.gov/>.

[12] International Space Station Calendar. May 9, 2018 [consulta: 14 mayo 2019]. Disponible en: <http://spaceflight101.com/>.

[13] International Space Station. How much does it cost? European Space Agency 14 May 2013 [consulta: 14 mayo 2019]. Disponible en: <https://www.nasa.gov/>.

[14] JEM Exposed Facility System and Operation. IHI Corporation 2010. [consulta: 21 mayo 2019] Disponible en: <https://www.ihi.co.jp>.

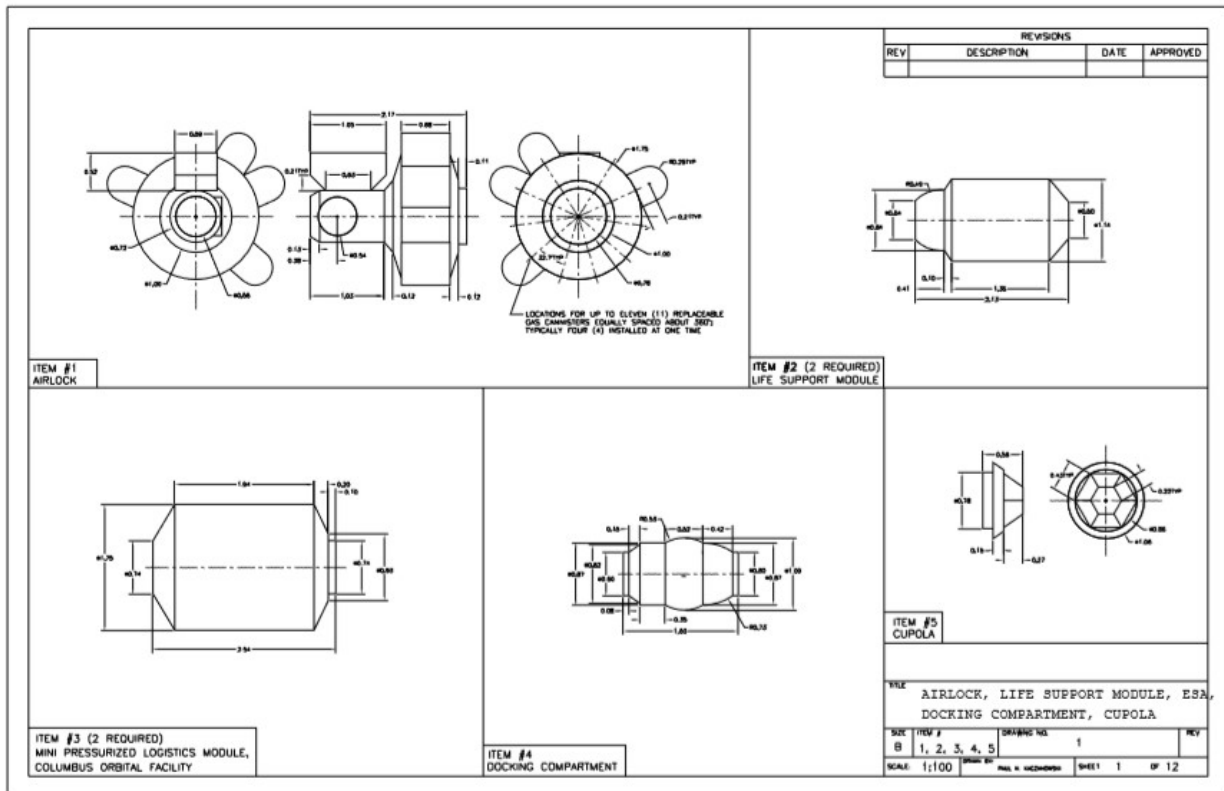
[15] Robotic Transfer and Interfaces for External ISS Payloads. 3rd Annual ISS Research and Development Conference June, 2014. [consulta: 26 mayo 2019] Disponible en: <https://www.nasa.gov/>

# GLOSARIO

---

- ISS: International Space Station
- CAD: Computer Aided Design
- CAM: Computer Aided Manufacturing
- CAE: Computer Aided Engineering
- SSRMS: Space Station Remote Manipulator System
- SPDM: Special Purpose Dexterous Manipulator
- MBS: Mobile Base System
- IBM: International Business Machines
- NASA: National Aeronautics and Space Agency
- EVA: ExtraVehicular Activity
- MTS: Module to Truss Structures
- UCCAS: Unpressurized Cargo Carrier Attach System
- PMA: Pressurized Mating Adapter
- ESA: European Space Agency
- JAXA: Japanese Aerospace Exploration Agency
- PTCS: Passive Thermal Control System
- ATCS: Active Thermal Control System
- ERA: European Robotic Arm
- MRM: Mini-Research Module
- HTV: H-II Transfer Vehicle
- PMM: Permanent Multipurpose Module
- DC: Docking Compartment
- JEM ELM: Japanese Experiment Module Experiment Logistics Module
- JEM PM: Japanese Experiment Module Pressurized Module
- JEM RMS: Japanese Experiment Module Remote Manipulator System
- SPP: Science Power Platform
- S0/1/2/3/4/5/6: Starboard 0/1/2/3/4/5/6
- P1/2/3/4/5/6: Port 1/2/3/4/5/6
- CMG: Control Moment Gyroscope

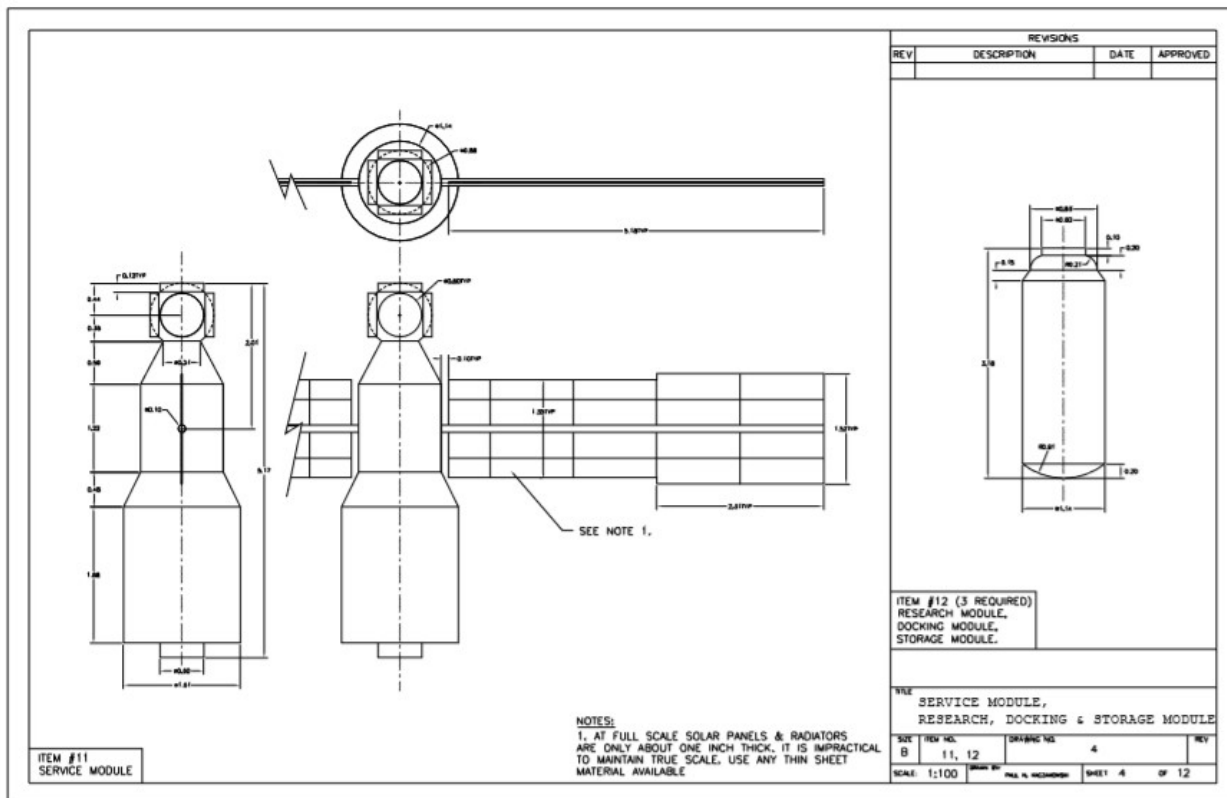
## ANEXO 1.1



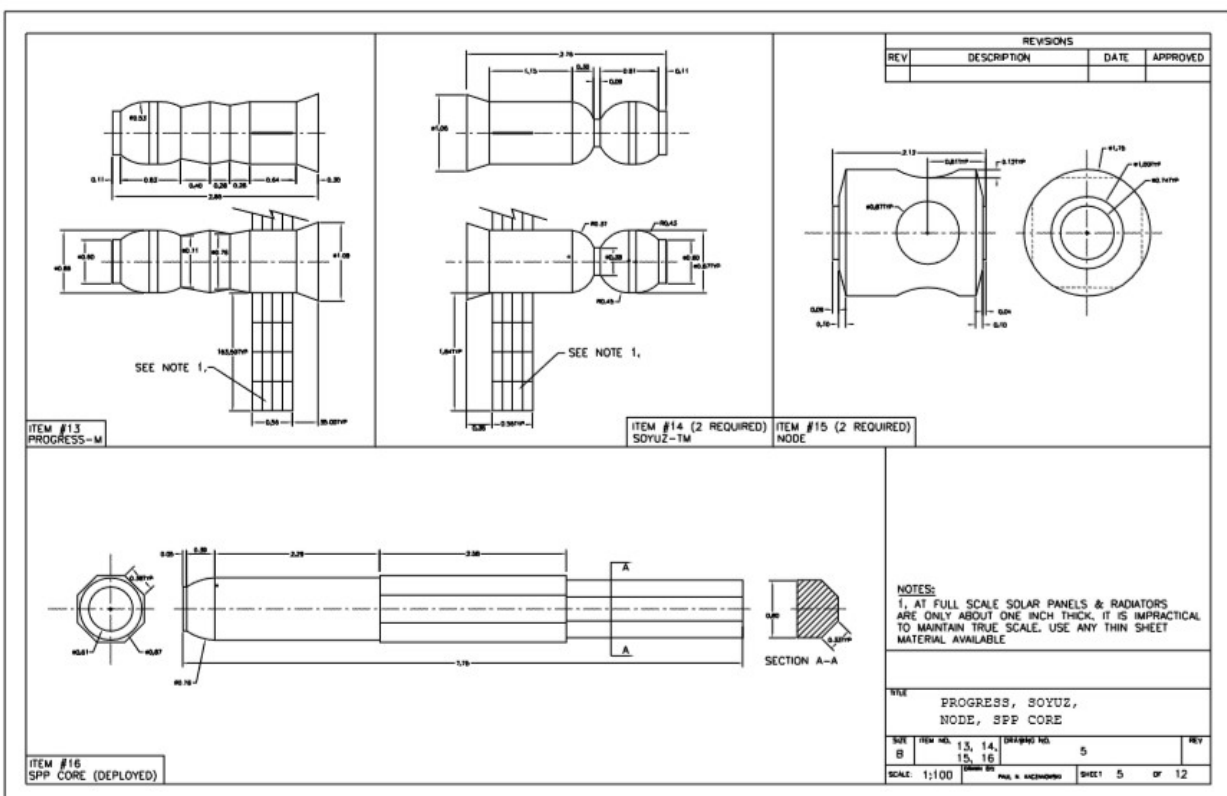




## **ANEXO 1.4**

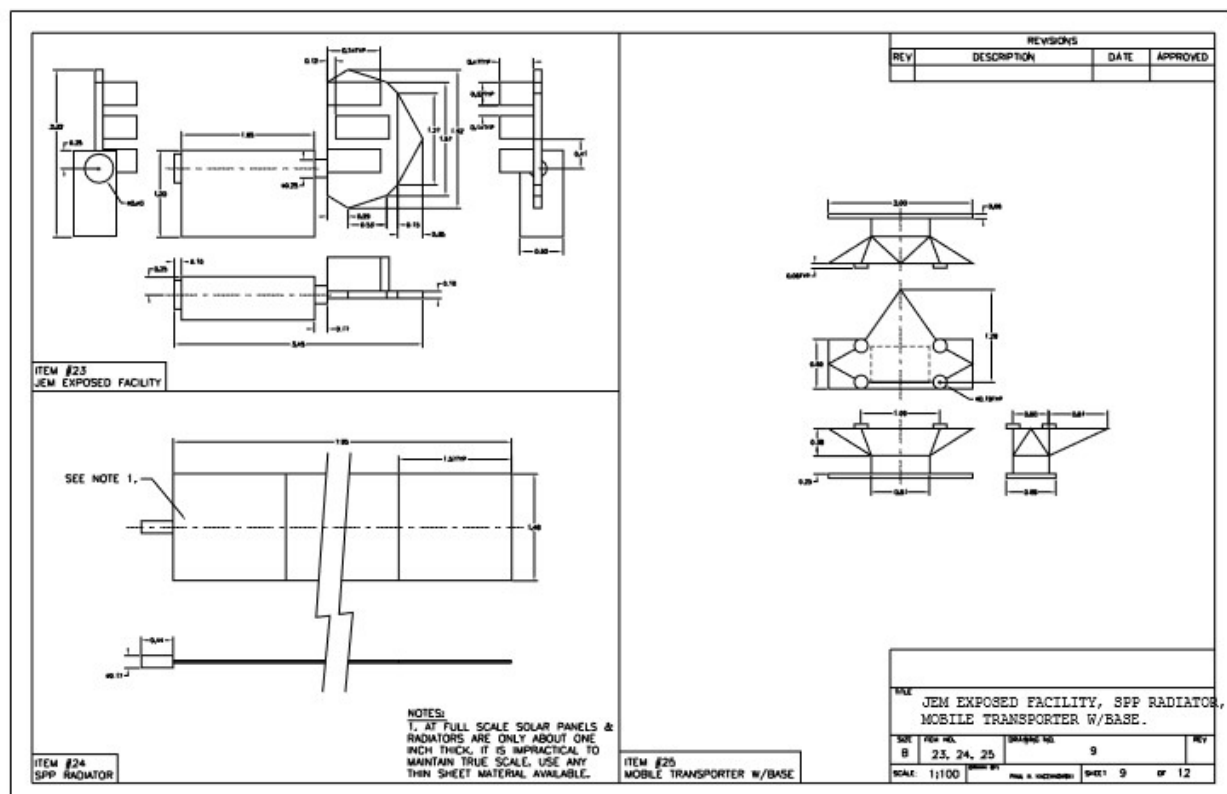


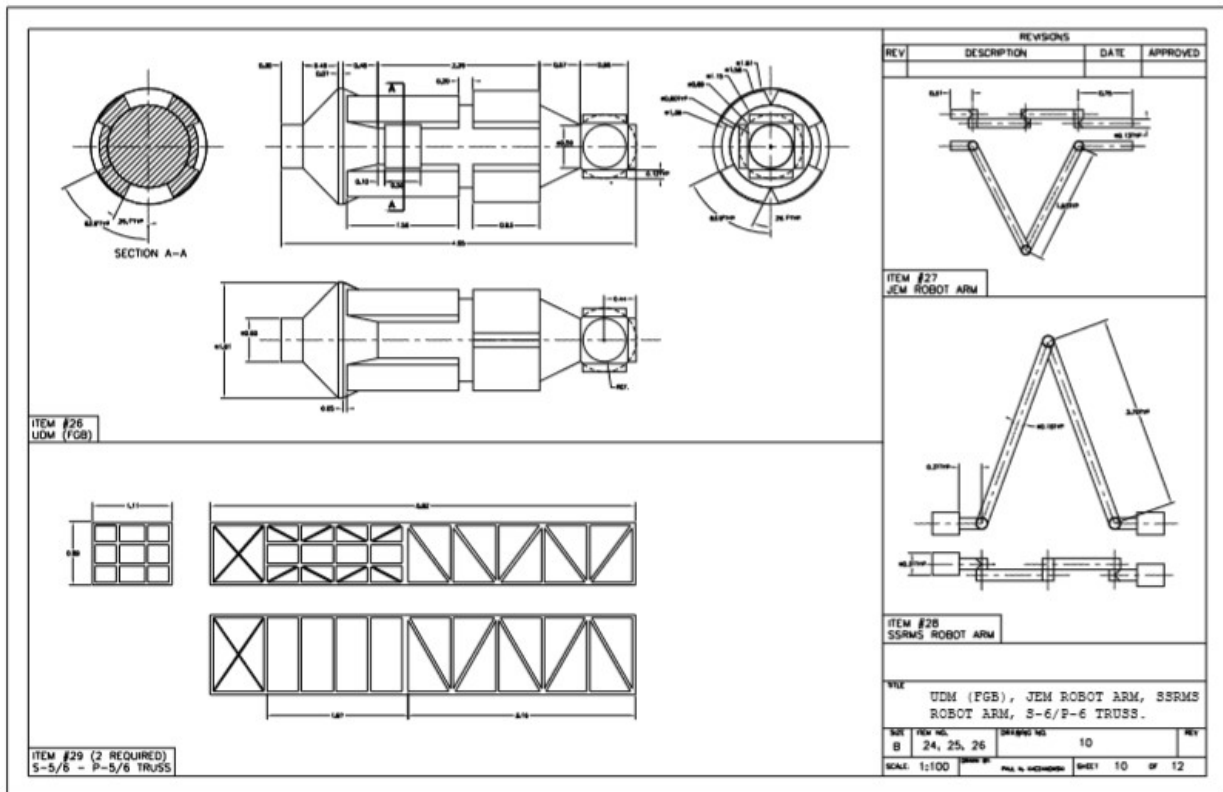
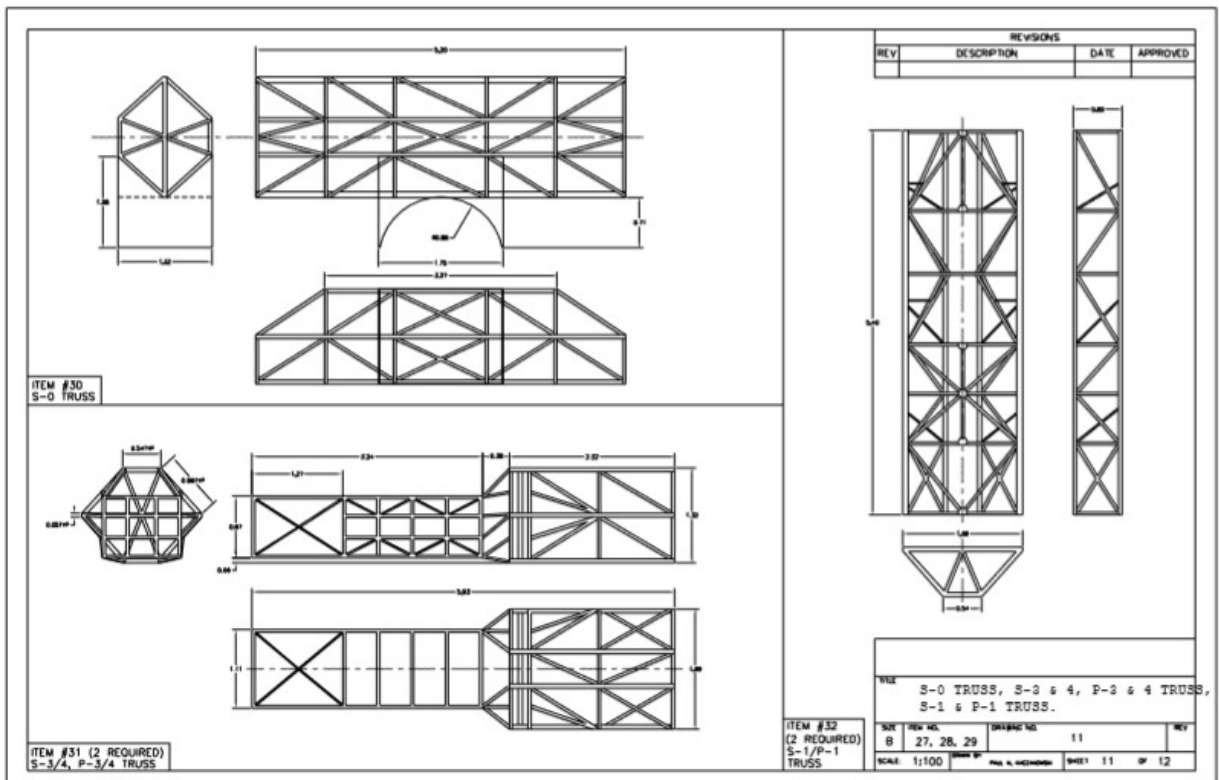
## **ANEXO 1.5**





## **ANEXO 1.9**



**ANEXO 1.10****ANEXO 1.11**

ANEXO 1.12

